
TRABAJO DE FIN DE GRADO

Impactos de baja velocidad sobre laminados carbono/epoxi

Universidad Carlos III de Madrid

Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras

Grado en Ingeniería Mecánica

Alumna: Mónica Carreño Ferrón

Tutor: Jorge López Puente

Leganés, Junio de 2016



Universidad
Carlos III de Madrid

*“En noruego existen tres verbos para esperar:
å vente, å forvente, å håpe.
El primero se usa cuando uno espera un autobús; el segundo, cuando uno
espera por ejemplo consideración de los demás, y el tercero cuando uno
espera con esperanza.
En inglés, to wait, to expect y to hope.
En castellano, solo nos queda esperar a solas, con un solo verbo que se nos
confunde en el tiempo”*

Clara Ulloa Donoso

RESUMEN

Los impactos a baja velocidad sin penetración sobre materiales compuestos ocurren a menudo durante operaciones de fabricación y mantenimiento por caída de la herramienta y representan un peligro ya que son difíciles de detectar por inspección visual. El daño producido reduce considerablemente las propiedades del material.

El alto precio de los ensayos experimentales convierte a los modelos numéricos en una herramienta esencial para el estudio del comportamiento de los materiales compuestos.

En el presente Trabajo de Fin de Grado se ha modelizado mediante elementos finitos un impacto a baja velocidad sobre laminados carbono/epoxi. Se han realizado diferentes modelos que se diferencian entre sí, o bien, por la secuencia de apilamiento de las capas del material compuesto, o bien por las características del impactador (masa y velocidad inicial). Además se han desarrollado dichos modelos utilizando dos métodos de cálculo diferentes: explícito e implícito.

Para realizar estas simulaciones se ha utilizado el software de elementos finitos Abaqus 6.12, con el cual se ha modelizado un laminado en forma de disco de 80 mm de diámetro formado por 10 capas de material compuesto de 0,18 mm de espesor empotrado en sus extremos.

ÍNDICE GENERAL

Capítulo 1: Introducción.....	8
1.1 MOTIVACIÓN.....	9
1.2 OBJETIVOS	10
1.3 CONTENIDO	11
Capítulo 2: Estado del arte	12
2.1 INTRODUCCIÓN HISTORICA	13
2.2 APLICACIONES DE LOS MATERIALES COMPUESTOS.....	15
2.3 SOBRE MATERIALES COMPUESTOS	17
2.3.1 La matriz.....	17
2.3.2 El refuerzo.	19
2.3.3 La interfase	21
2.3.4 Tipos de laminado según la distribución de la fibra.....	22
2.3.5 Mecanismos de fallo.....	24
2.4 COMPORTAMIENTO FRENTE A IMPACTO	24
2.4.1 Impactos de alta velocidad	25
2.4.2 Impactos de baja velocidad.....	26
2.6 CRITERIOS DE ROTURA.....	27
2.6.1 Chang y Chang	28
2.6.2 Hashin.....	29
2.6.3 Tsai-Hill y Tsai-Wu.....	30
2.7 MODELOS COHESIVOS	31
Capítulo 3: Descripción de los modelos	33
3.1 MÉTODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS: ABAQUS	34
3.1.1 Método explícito.....	34
3.1.2 Método implícito	35
3.2 HASHIN EN ABAQUS	36

3.3 DEFINICIÓN DE LOS MODELOS Y SUS CONFIGURACIONES	38
3.3 PROCESO DE MODELIZACIÓN	39
3.3.1 Partes del modelo	39
3.3.2 Propiedades de las partes	39
3.3.4 Condiciones de contorno y cargas aplicadas	41
3.3.5 Mallado	42
Capítulo 4: Resultados.....	46
4.1 ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS	47
4.2 RESULTADOS MÉTODO EXPLÍCITO	47
4.2.1 Resultados secuencia de apilamiento [0/90/0/90/0] _s	47
4.2.2 Resultados secuencia de apilamiento [+45/-45/+45/0/90] _s	53
4.3. RESULTADOS MÉTODO IMPLÍCITO	57
4.3.1 Resultados secuencia de apilamiento [0/90/0/90/0] _s	57
4.3.2 Resultados secuencia de apilamiento [+45/-45/+45/0/90] _s	60
4.4 COMPARACIÓN DE RESULTADOS	63
4.4.1 Según la secuencia de apilamiento.	63
4.4.2 Según el método de cálculo	65
Capítulo 5: Presupuesto	69
5.1 PRESUPUESTO.....	70
Capítulo 6: Conclusión y trabajos futuros	71
6.1 CONCLUSIÓN	72
6.2 TRABAJOS FUTUROS.....	73
Anexos.....	74
ANEXO 1: MODELO 1-EXPLÍCITO	75
ANEXO 2: MODELO 2-EXPLÍCITO	76
ANEXO 3: MODELO 3-EXPLÍCITO	77
ANEXO 4: MODELO 4-EXPLÍCITO	78

ANEXO 5: MODELO 5-EXPLÍCITO	79
ANEXO 6: MODELO 6-EXPLÍCITO	80
ANEXO 7: MODELO 7-EXPLÍCITO	81
ANEXO 8: MODELO 8-EXPLÍCITO	82
ANEXO 9: MODELO 1-IMPLÍCITO	83
ANEXO 10: MODELO 2-IMPLÍCITO	84
ANEXO 11: MODELO 4-IMPLÍCITO	85
ANEXO 12: MODELO 5-IMPLICITO	86
ANEXO 12: MODELO 6-IMPLÍCITO	87
ANEXO 13: MODELO 8-IMPLÍCITO	88
Bibliografía.....	89

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Aplicaciones de los materiales compuestos	9
Figura 2. Primeros materiales compuestos. Arco Mongol.	13
Figura 3. Composición del Boeing 787	15
Figura 4. Relación entre el peso del automóvil y las emisiones de CO ₂	16
Figura 5. Composición de palas del rotor de un helicóptero	16
Figura 6. Diagrama tensión-deformación: Refuerzo, matriz y material compuesto	17
Figura 7. Microestructura de la fibra de carbono	19
Figura 8. Fractografía de la interfase de un laminado carbono/epoxi.	22
Figura 9. Ejemplo de secuencia de apilamiento de laminados tipo cinta.....	23
Figura 10. Ejemplo de laminado tipo tejido	23
Figura 11. Mecanismos de fallo en materiales compuestos	24
Figura 12. Representación esquemática del modo de fallo de un impacto. a) a baja velocidad b) a alta velocidad	25
Figura 13. Representación esquemática a) Fisura en la capa superior b) Fisura en la capa intermedia c) Grieta de flexión.....	27
Figura 14. Mecanismos de fallo de modelo Chang Y Chang	29
Figura 15. Ley tracción-separación de un material cohesivo	31
Figura 16. Modos de carga	31
Figura 17. Ley de evolución lineal de energía del daño.....	37
Figura 18. Condiciones de contorno.....	41
Figura 19. Carga aplicada.....	42
Figura 20. Mallado disco	43
Figura 21. Mallado espesor del disco	43
Figura 22. Configuración de los elementos Continuum shell	44
Figura 23. Mallado impactador	44
Figura 24. Configuración de los elementos impactador	44
Figura 25. Curva Fuerza-Tiempo. Modelos 1, 2, 3 y 4 explícitos.....	49
Figura 26. Curva filtrada Fuerza-Tiempo. Modelos 1, 2, 3 y 4 explícitos	49
Figura 27. Energía cinética.....	50
Figura 28. Curva Energía Cinética- Tiempo. Modelos 1, 2, 3 y 4 explícitos.....	51
Figura 29. Curva Fuerza-Desplazamiento. Modelos 1, 2, 3 y 4 explícitos	52
Figura 30. Curva Fuerza-Tiempo. Modelos 5, 6, 7 y 8 explícitos.....	54
Figura 31. Curva Fuerza-Tiempo Filtrada. Modelos 5, 6, 7 y 8 explícitos	54

Figura 32. Curva Energía Cinética- Tiempo. Modelos 5, 6, 7 y 8 explícitos.....	55
Figura 33. Curva Fuerza-Desplazamiento. Modelos 5, 6, 7 y 8 explícitos	56
Figura 34. Curva Fuerza-Tiempo. Modelos 1, 2 y 4 implícitos	58
Figura 35. Curva filtrada Fuerza-Tiempo. Modelos 1, 2 y 4 implícitos.....	58
Figura 36. Curva Energía Cinética- Tiempo. Modelos 1, 2 y 4 implícitos	59
Figura 37. Curva Fuerza-Desplazamiento. Modelos 1, 2 y 4 implícitos.....	60
Figura 38. Curva Fuerza-Tiempo. Modelos 5, 6 y 8 implícitos	61
Figura 39. Curva Fuerza-Tiempo Filtrada. Modelos 5, 6 y 8 implícitos.....	61
Figura 40. Curva Energía Cinética- Tiempo. Modelos 5, 6 y 8 implícitos	62
Figura 41. Curva Fuerza-Desplazamiento. Modelos 5, 6 y 8 implícitos.....	63
Figura 42. Comparativa Energía Cinética según la secuencia de apilamiento.....	64
Figura 43. Comparativa Tiempo de Cálculo	66
Figura 44. Comparativa Energía Cinética según el método de cálculo. Laminado [0/90/0/90/0]s	67
Figura 45. Comparativa Energía Cinética según el método de cálculo. Laminado [+45/-45/+45/0/90]s.....	67
Figura 46. Modelo 1-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	75
Figura 47. Modelo 1: a) Fallo de la fibra a compresión b) Fallo de la fibra a tracción c) Fallo de la matriz a compresión d) Fallo de la matriz a tracción.....	76
Figura 48. Modelo 2-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	76
Figura 49. Modelo 3-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	77
Figura 50. Modelo 4-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	78
Figura 51. Modelo 5-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	79
Figura 52. Modelo 6-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	80
Figura 53. Modelo 7-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	81
Figura 54. Modelo 8-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	82

Figura 56. Modelo 1-Implícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	83
Figura 57. Modelo 2-Implícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	84
Figura 58. Modelo 4-Implícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	85
Figura 59. Modelo 5-Implícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	86
Figura 60. Modelo 6-Implícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	87
Figura 61. Modelo 8-Implícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción	88

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Propiedades mecánicas de la Resina Epoxi y de la Resina Poliéster	18
Tabla 2. Propiedades de los diferentes tipos de fibra de carbono.....	21
Tabla 3. Especificaciones de las simulaciones.	38
Tabla 4. Propiedades Elásticas	39
Tabla 5. Valores de Resistencia.....	40
Tabla 6. Energías disipadas	40
Tabla 7. Propiedades del impactador.....	41
Tabla 8. Tabla resumen elementos	45
Tabla 9. Impulso Modelos 1, 2, 3 y 4 explícitos	48
Tabla 10. Impulso Modelos 5, 6, 7 y 8 explícitos	53
Tabla 11. Impulso Modelos 1, 2 y 4 implícitos.....	57
Tabla 12. Impulso Modelos 5, 6 y 8 implícitos	60
Tabla 13. Presupuesto.....	70
Tabla 14. Tabla resumen Modelo 1-Explícito	75
Tabla 15. Tabla resumen Modelo 2-Explícito	76
Tabla 16. Tabla resumen Modelo3- Explícito	77
Tabla 17. Tabla resumen Modelo 4-Explícito	78
Tabla 18. Tabla resumen Modelo5-Explícito	79
Tabla 19. Tabla resumen Modelo 6-Explícito	80
Tabla 20. Tabla resumen Modelo 7-Explícito	81
Tabla 21. Tabla resumen Modelo 8-Explícito	82
Tabla 22. Tabla resumen Modelo 1-Implícito	83
Tabla 23. Tabla resumen Modelo 2-Implícito	84
Tabla 24. Tabla resumen Modelo 4-Implícito	85
Tabla 25. Tabla resumen Modelo 5-Implícito	86
Tabla 26. Tabla resumen Modelo 6-Implícito	87
Tabla 27. Tabla resumen Modelo 8-Implícito	88

Capítulo 1

Introducción

1.1 MOTIVACIÓN

En la actualidad, el elevado precio de la energía, en especial de los combustibles fósiles está provocando una intensa búsqueda de reducción del peso de las estructuras básicas de vehículos, aviones, ferrocarriles. Reduciendo dicho peso se reduce el consumo de combustible por lo que las industrias aeronáuticas, automovilísticas o ferroviarias han dedicado mucho tiempo y recursos para desarrollar nuevos materiales más ligeros como es el caso de los materiales compuestos. La industria aeroespacial también ha tenido un papel predominante en el desarrollo de estos materiales ya que cada kilogramo que se envía al espacio supone un coste muy elevado.



Figura 1. Aplicaciones de los materiales compuestos

Existen muchos tipos de materiales compuestos cuyas diferentes propiedades los hacen más aptos para unas aplicaciones u otras. Los más comunes son los materiales compuestos laminados. Como su nombre indica están formados por láminas de matriz polimérica (poliéster, viniléster, epoxi, etc) reforzadas por fibras de alta resistencia (fibra de vidrio, de carbono o de aramida)

Para diseñar una estructura de un determinado material es necesario saber las sollicitaciones a las que va a estar sometida la estructura durante su uso. Los estados de carga a los que se someten a estas estructuras suelen ser conocidos pero en ocasiones pueden existir otros fenómenos puntuales como es el caso de los impactos. Uno de los factores que más restringe el uso de los materiales compuestos es su baja tolerancia al impacto, cuando el impacto se produce de forma perpendicular a su plano. Este provoca delaminaciones que crecen rápidamente si el laminado en cuestión está sometido a cargas de cortadura o compresión en el plano por lo que existe la posibilidad de que se produzca un fallo en la estructura ya que las delaminaciones provocan una disminución de la rigidez y de la resistencia del material. El daño producido por un impacto localizado es muy peligroso, ya que es muy difícil de detectar.

Existen dos tipos de impactos según la velocidad a la que estos ocurran: impacto de alta velocidad e impacto de baja velocidad. Los impactos de baja velocidad pueden ser producidos por la caída de una herramienta en operaciones de mantenimiento mientras que los impactos de alta velocidad pueden ser, por ejemplo, los producidos por el impacto de algún objeto pequeño sobre un avión durante el despegue cuando éste circula grandes velocidades.

La caracterización y predicción del daño producido por el impacto se realiza mediante ensayos experimentales o por medio de modelos realizados por el método de los elementos finitos. El objetivo de dichos ensayos y simulaciones es determinar cómo se comportan los materiales frente al impacto y determinar cómo influyen los diferentes métodos de cálculo en los resultados obtenidos de la simulación en Abaqus. Utilizar programas de elementos finitos permite un enorme ahorro de costes y tiempo al realizar ensayos.

Los resultados obtenidos de la simulación en Abaqus dependerán del método numérico que utilices en la misma (implícito o explícito). Estos métodos numéricos se utilizan para la resolución de ecuaciones diferenciales ordinarias tiempo-variable y ecuaciones diferenciales parciales en la resolución de análisis de problemas de elementos finitos.

1.2 OBJETIVOS

Este TFG tiene como objetivo general estudiar el comportamiento de laminados carbono/epoxi tras sufrir un impacto de baja velocidad y como objetivo específico, analizar la influencia del método de cálculo utilizado para realizar las simulaciones del impacto y obtener los resultados. Para cumplir con estos objetivos se han desarrollado una serie tareas:

- Comprender el impacto a baja velocidad y reproducirlo mediante Abaqus.
- Realizar la modelización de los laminados de material compuesto para las diferentes secuencias de apilamiento de capas.
- Modificar la masa y la velocidad del impactador para realizar las diferentes configuraciones.
- Comparar los resultados obtenidos para los diferentes niveles de energía de impacto y para las diferentes secuencias de apilamiento de las capas del material compuesto.

Una vez obtenidos los resultados de las simulaciones con Abaqus para los diferentes modelos establecidos se pretende llegar a unas conclusiones sobre el comportamiento de estos materiales y de la influencia del método del cálculo utilizado en los resultados obtenidos. Del mismo modo, tras la obtención de los resultados se plantarán diferentes líneas de investigación y trabajos futuros con los que ampliar este estudio.

1.3 CONTENIDO

Este proyecto se encuentra dividido en cinco capítulos cuyos contenidos se establecen a continuación.

En el presente capítulo se describen los motivos principales que justifican la realización de este TFG así como los objetivos que se han querido lograr y el contenido del mismo.

En el segundo capítulo se realiza una revisión bibliográfica para definir qué es un material compuesto, indicar sus principales características y entender el comportamiento de los mismos frente a un impacto. También se pretende saber el origen de dichos materiales y la motivación para su estudio.

El tercer capítulo está dedicado al proceso de modelización en Abaqus. En este capítulo se indican los diferentes métodos de cálculo con los que se puede realizar la simulación en Abaqus para la resolución de análisis de problemas de elementos finitos.

En el cuarto capítulo se describen y analizan los resultados obtenidos de los diferentes modelos y se realiza una comparación entre los diferentes métodos de cálculo

El quinto capítulo está dedicado a la elaboración del presupuesto de este estudio.

Finalmente, en el sexto capítulo, se presentan las conclusiones finales y los trabajos futuros propuestos a fin de continuar el estudio de estos materiales compuestos y perfeccionar el modelo.

Capítulo 2

Estado del arte

2.1 INTRODUCCIÓN HISTORICA

Se conoce que en el Antiguo Egipto ya utilizaban los materiales compuestos. Los egipcios se dieron cuenta de que combinando diferentes materiales se obtenían otros con mejores propiedades, que la de los mismos materiales por separado. Un ejemplo de esto es que para sus construcciones utilizaban ladrillos reforzados con paja. La paja es un material fibroso con buenas propiedades cuando trabaja bajo tensión, y el barro una vez seco tiene un buen comportamiento bajo una carga de compresión.

Los mongoles también combinaban materiales para fabricar los arcos, utilizando un núcleo de madera al que unían tendones del ganado en el lado de la tensión y en el lado de la compresión, se reforzaba la estructura de madera con los cuernos del ganado. Este conjunto se cocía al vapor doblado de la forma adecuada y se envolvía en seda, dejándolo enfriar y reposar durante al menos una año. De esta forma se crearon arcos muy resistentes que han llegado hasta nuestros días [1]



Figura 2. Primeros materiales compuestos. Arco Mongol.

Los principios básicos del uso de materiales compuesto no cambiaron en siglos hasta que se descubrieron las primeras resinas.

En 1909 el químico Leo Baekeland creó el primer polímero sintético que recibió el nombre de Bakelita en honor a su creador. La bakelita es una resina obtenida de la combinación de fenol y gas formaldehído en presencia de un catalizador. En principio esta resina no tenía ningún valor, pero Leo Baekeland se dio cuenta de que si evitaba que la reacción llegará a su fin y la cortaba se creaba un fluido apto para verterse en moldes [2].

Durante las siguientes décadas fueron descubriéndose el resto de matrices y como que el comportamiento de las fibras ya era conocido, los composites se fueron desarrollando de manera paralela.

Es entre los años 1939 y 1945 cuando se produce un auge en el desarrollo de estos materiales. Esta época coincide con la Segunda Guerra Mundial ya que supuso una gran evolución en la industria armamentística, que impulsó un verdadero desarrollo en la aviación. Al finalizar el conflicto muchas de estas empresas que había orientado su desarrollo a la industria armamentística tuvieron que cambiar dicha orientación hacia el sector aeroespacial. Este sector debido a sus elevados estándares de seguridad, especialmente en aviones comerciales fue incorporando materiales compuestos por fases. En la primera fase los materiales compuestos solo se utilizaban para aquellas partes del avión que no condicionasen las capacidades de vuelo. En segundo lugar, en torno a 1960, se empezaron a usar estos materiales en estructuras secundarias del avión como timones, alerones y flaps. Finalmente durante las últimas dos décadas se comenzó a fabricar con estos materiales piezas principales de la estructura del avión como las alas.

Expertos de esta industria se reúnen desde 1980 para tratar de estudiar la durabilidad y la tolerancia al daño de los materiales compuestos. La NASA también tiene un papel importante en esta industria desde 1975. La primera estructura carbono/epoxi fue puesta en servicio en 1984 en la cola horizontal del Boeing 737 y en 1987 en la cola vertical del McDonnell Douglas DC-10 [3]

Se considera que el siglo entre 1940 y 2040 va a ser el más significativo en cuanto al desarrollo de los materiales compuestos. Estos materiales están sustituyendo a los metales en aplicaciones aeronáuticas, construcción y en la industria de la energía eólica.

2.2 APLICACIONES DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

En los últimos años, el uso y la aplicación de los materiales compuestos se ha incrementado notablemente en todo el mundo. La evolución tecnológica de estos materiales ha sido impulsada, sobre todo, por la industria aeroespacial y la industria aeronáutica, aunque también la industria automovilística ha tenido un papel importante.

Una de las principales ventajas de los materiales compuestos es que son materiales que tienen una gran resistencia con respecto a su densidad, si los comparamos con el resto de materiales convencionales. Por esto poseen ventajas muy significativas para una amplia gama de aplicaciones.

En la industria aeronáutica es la disminución de peso, el incremento de la seguridad en vuelo y el retraso de la aparición del fenómeno de la fatiga en componentes aeronáuticos, lo que llevó a finales del siglo XX a incorporar los materiales compuestos [4]. Las piezas fabricadas con composites representan cada vez un mayor porcentaje del total de componentes del avión, como en el caso del Boeing 787, donde estos materiales representan el 50% del total de componentes del avión (Figura 3).

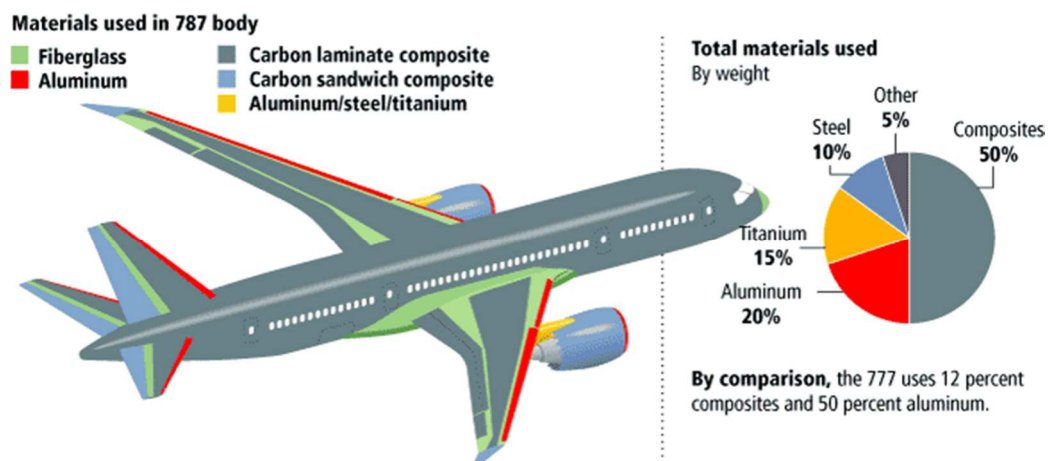


Figura 3. Composición del Boeing 787

A modo de ejemplo, el uso de materiales compuestos supone una importante ventaja en las palas de un rotor de un helicóptero (Figura 5). Las fibras de carbono orientadas a $\pm 45^\circ$ respecto del eje de la pala le confieren la rigidez a torsión, mientras que la rigidez a flexión viene dada por las fibras de carbono y vidrio paralelas al eje. Esta configuración también proporciona a la pala una resistencia a la fatiga superior, llegando a alcanzar una vida de 10.000 horas.

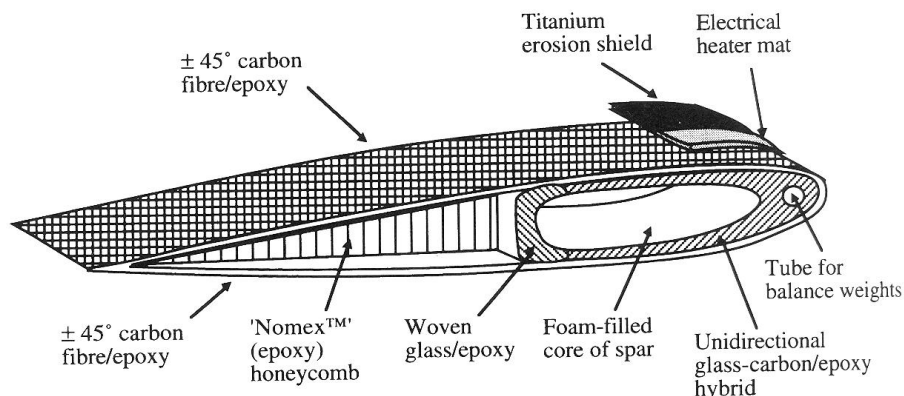


Figura 5. Composición de palas del rotor de un helicóptero

Otra industria donde el uso de materiales compuestos se ha incrementado en los últimos años es la industria del automóvil. Fabricando los vehículos con estos materiales se reduce considerablemente el consumo de combustible y de esta manera ayuda a cumplir con los requerimientos de emisiones de gases contaminantes. Una reducción de un 10 % del peso conlleva una reducción de combustible de un 6% aun 8% [5]

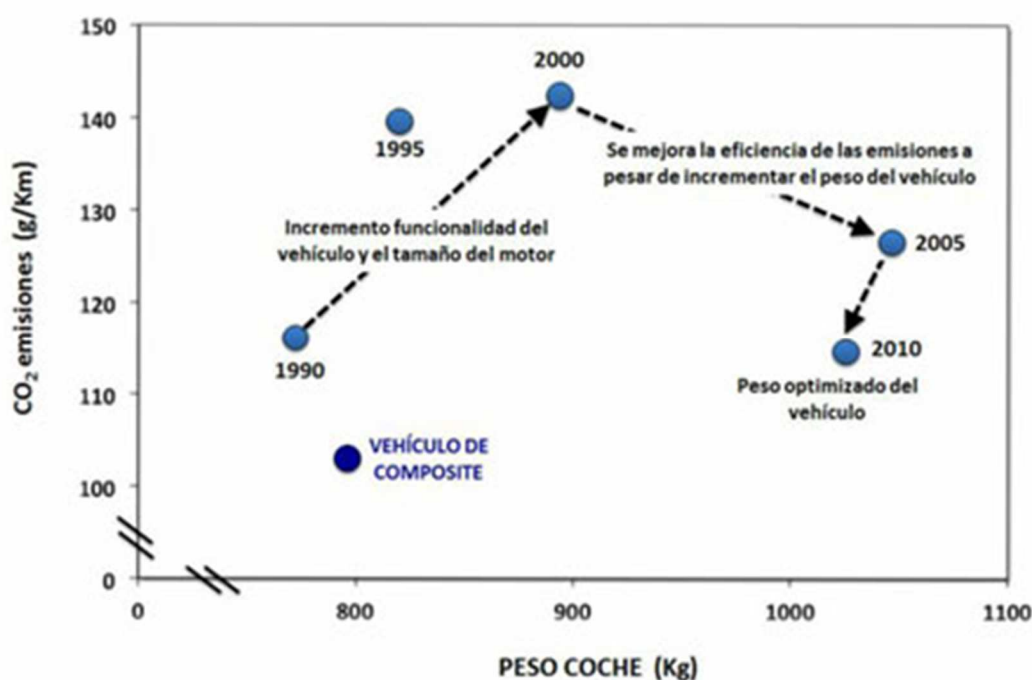


Figura 4. Relación entre el peso del automóvil y las emisiones de CO₂

En la actualidad, otro sector donde los materiales compuestos están ganando protagonismo es la industria deportiva. Estos materiales se están utilizando para la fabricación de palos de golf, esquís o raquetas de tenis [6].

2.3 SOBRE MATERIALES COMPUESTOS

Un material compuesto o composite consiste en la combinación a escala macroscópica de dos o más componentes no solubles entre ellos que se unen, obteniéndose un material con una mayor capacidad estructural y con mejores propiedades que la de uno de sus componentes trabajando por separado. La fase más rígida y resistente es la que se denomina refuerzo. Esta es normalmente discontinua y se encuentra en forma de partículas o de fibras continuas o discontinuas, largas o cortas, en una o varias direcciones, distribuidas uniforme o aleatoriamente. El refuerzo se encuentra embebido en un material continuo denominado matriz, actúa como aglutinante dando cohesión al conjunto y protegiendo al refuerzo. La matriz también es la encargada de repartir y transmitir las cargas al refuerzo [7].

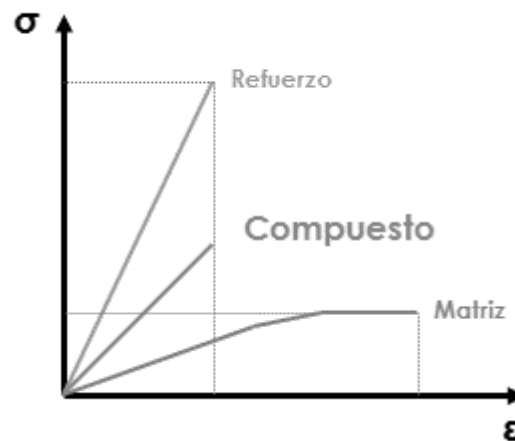


Figura 6. Diagrama tensión-deformación: Refuerzo, matriz y material compuesto

Los materiales compuestos utilizados en ingeniería son artificiales pero existen materiales compuestos naturales, como por ejemplo, la madera. La madera está formada por fibras de celulosa flexibles embebidas en un material rígido denominado lignina. El hueso es un material compuesto formado por colágeno, una proteína resistente pero blanda, y por apatito, un mineral frágil [8].

2.3.1 La matriz

Como se ha mencionado anteriormente la matriz es la fase continua en la que se encuentra embebida en refuerzo. Esta matriz suele ser de un material menos rígido que el refuerzo y tiene como funciones principales:

- Definir la geometría del material compuesto y determinar su acabado superficial.
- Transmitir los esfuerzos entre las fibras.
- Proteger el refuerzo y darle cohesión.

- Detener la propagación de fisuras frente a impacto.

Dependiendo del tipo de carga a la que se cometa al material compuesto la matriz desempeñara un papel diferente:

- Si está sometido a tracción, la matriz transmite la carga a las fibras. De este modo, son las fibras las que soportan el esfuerzo.
- Si está sometido a compresión, es la matriz la que soporta el esfuerzo.

La matriz de un material compuesto es determinante a la hora de saber la resistencia a impacto, determina sus propiedades eléctricas y su comportamiento químico.

En el ámbito industrial las matrices más utilizadas son las resinas termoestables. Su respuesta al calor es su propiedad más importante, ya que no se funden y permiten obtener una estructura permanente. Cuando se somete al material compuesto a altas temperaturas las matrices se degradan y pierden propiedades. Las más utilizadas en materiales compuestos son las resinas epoxi y poliéster. A continuación en la Tabla 1 se comparan las propiedades mecánicas principales de estas dos resinas.

Resina	Densidad [g/cm ³]	Módulo Elástico	Resistencia a tracción [Mpa]	Volumen de contracción [%]	Temperatura de uso [°C]
Epoxi	1,2-1,3	2,8-4,2	50-110	1	60-200
Poliéster	1,1-1,4	1,6-4,1	35-95	7-9	60-130

Tabla 1. Propiedades mecánicas de la Resina Epoxi y de la Resina Poliéster

En este TFG la matriz utilizada para la simulación del material compuesto va a ser la resina epoxi.

Las resinas epoxídicas empezaron a utilizarse en 1938. Se basan en los llamados epóxidos que endurecen al reaccionar con endurecedores como amidas, fenoles o poliácidos. El tipo de epóxido y de endurecedor determina las características finales de las resinas.

Las características principales de la resina epoxi son:

- Buenas propiedades mecánicas.
- Alta resistencia térmica.
- Estabilidad térmica y química.
- Buena capacidad adherente.

La más utilizada es el producto de una reacción entre el Bisenol A y epíclorhidrina. El punto fuerte de estas resinas es su estabilidad dimensional ya que no se produce contracción durante el proceso de curación. Como inconvenientes a esta resina podemos

encontrar que es muy viscosa y dificulta la impregnación de los refuerzos además de ser una resina cara [9].

2.3.2 El refuerzo.

El refuerzo de un material compuesto puede presentarse en forma de partículas o en forma de fibras. Es el encargado de conferir al material sus propiedades mecánicas más importantes, tales como resistencia, dureza o rigidez.

En general el refuerzo es más efectivo cuanto más pequeño sea el tamaño de la partícula y más uniformemente distribuidas estén estas partículas. En el caso de que el material compuesto este reforzado con fibras, estas serán más efectivas a medida que se incrementa la relación longitud/diámetro de la fibra. Otros factores que deben tenerse en cuenta a la hora de diseñar con materiales compuestos reforzados con fibras son:

- Fracción volumétrica de fibras. Una mayor fracción volumétrica de fibras aumenta la resistencia.
- Orientación de las fibras. Las fibras unidireccionales presentan resistencia máxima cuando la carga aplicada es paralela a las fibras, sin embargo las propiedades son muy anisotrópicas. Por ello, se suelen utilizar fibras dispuestas en forma de tejido (capas cruzadas).
- Propiedades de las fibras El material de las fibras debe ser fuerte, rígido, ligero y tener una temperatura de fusión elevada.

La fibra que se va a utilizar para este TFG es la fibra de carbono. Esta fibra es la segunda más utilizada, siendo la primera, la fibra de vidrio.

La fibra de carbono es una fibra de origen mineral. Su estructura atómica consiste en láminas de átomos de carbono formando un patrón regular hexagonal (Figura 7).

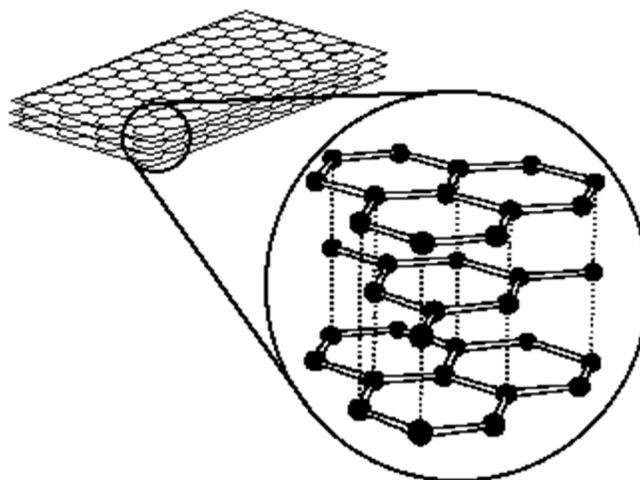


Figura 7. Microestructura de la fibra de carbono

El módulo de elasticidad de la fibra de carbono viene determinado por el ordenamiento hexagonal de la red. Las imperfecciones en la orientación generan unos huecos alargados, paralelos a la fibra formando un punto de concentración de tensiones, que reduce las propiedades mecánicas. Esta orientación a su vez depende de las condiciones y del proceso de fabricación [9].

Para elaboración de la fibra de carbono los dos precursores más utilizados son: poliacrilonitrilo (PAN) y pitch. Las fibras tipo pitch son más baratas pero, en general, tienen menos resistencia a tracción que las PAN, alrededor de la mitad, y sobre un tercio de resistencia a compresión. Esto se debe a su estructura intrínseca que las hace más vulnerables a defectos superficiales. Las fibras PAN predominan en la industria aeroespacial a causa de su capacidad para obtener diferentes valores de rigidez y resistencia [10].

Estas fibras se suelen encontrar en hilos de entre $5\mu\text{m}$ y $8\mu\text{m}$ de diámetro. Las propiedades a destacar de la fibra de carbono son las siguientes:

- Alta resistencia mecánica y alta rigidez.
- Frágiles. Su alargamiento a rotura es muy bajo.
- Poco resistentes al roce y al impacto de baja energía.
- Su densidad es muy baja ($1,6 \text{ kg/dm}^3$). Inferior a la de la fibra de vidrio.
- Conductividad térmica elevada.
- Buena estabilidad dimensional. La fibra de carbono tiene un coeficiente de dilatación térmica bajo.
- Estabilidad química.
- Alta resistencia a la abrasión.
- Coste superior al de la fibra de vidrio.

Se han identificado tres tipos diferentes de fibra de carbono según las temperaturas de calentamiento:

- La fibra de carbono de alto módulo (HM) es la más rígida, además de necesitar la mayor temperatura en el tratamiento para ser procesada.
- La fibra de carbono de alta resistencia (HR) es la más fuerte y se carboniza a la temperatura que le proporciona la mayor resistencia a la tracción.
- La fibra de carbono (III) tiene una rigidez menor al resto y por ello su precio es inferior al de los otros dos tipos de fibra. La temperatura de tratamiento es la más baja.

A continuación, en la tabla 2 se muestran las propiedades de los diferentes tipos de fibra de carbono.

Tipo de fibra	Alta Resistencia (HR)	Alto Módulo (HM)	III
Diámetro del hilo [μm]	8	7	7-8
Densidad [kg/m ³]	1740-1760	1820	1820
Resistencia a tracción [MPa]	2,6-5	2,1-2,7	3,1
Módulo de elasticidad [Gpa]	230	390	290
Elongación a Rotura [%]	2	0,7	1,1
Coefficiente de expansión térmica [10 ⁻⁶ /°C]	2,56	2,56	2,56

Tabla 2. Propiedades de los diferentes tipos de fibra de carbono

2.3.3 La interfase

Además de las características de las fibras y de la matriz, las propiedades de los composites dependerán de como sea la interfase entre estos dos componentes, es decir, dependerá también de las características de la región de contacto. Si la interfase es débil, la transferencia de carga de la matriz a la fibra no será eficiente y será la matriz la que soporte la carga. Como se ha explicado con anterioridad la matriz es la que aporta la resistencia al material compuesto por lo que terminará fallando.

Para lograr una buena adhesión entre la matriz y la fibra se han desarrollado aditivos con los cuales recubrir las fibras para que resulten más compatible con la matriz y aumente la adhesión entre los dos componentes del material compuesto [9]

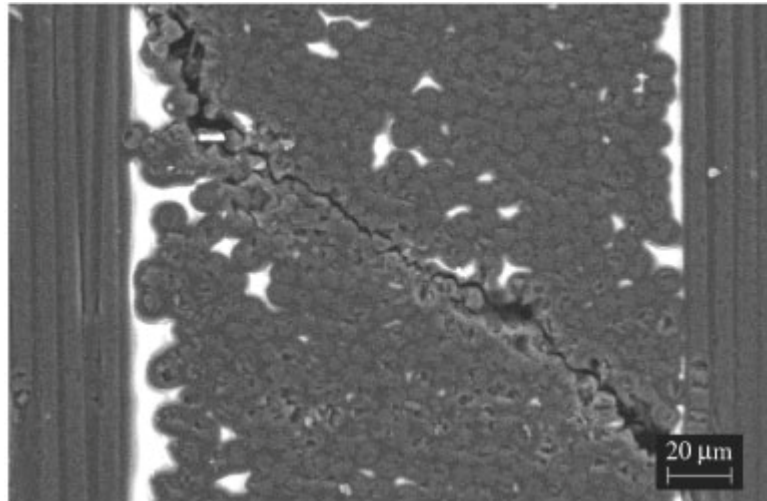


Figura 8. Fractografía de la interfase de un laminado carbono/epoxi.

La interfase puede jugar un papel muy importante a la hora de elegir un material para una aplicación concreta. La modificación de las propiedades de la interfase puede generar cambios en el comportamiento del material compuesto. Si esta modificación de la interfase se realiza de manera conocida y controlada, se pueden conseguir materiales con las propiedades elegidas para una determinada aplicación.

2.3.4 Tipos de laminado según la distribución de la fibra

Como se ha mencionado anteriormente en este TFG el refuerzo que se va a utilizar es de tipo fibra. Independientemente del tipo de fibra que se utilice estas se alinean en forma de placa de pequeño espesor denominada lámina o capa. Según la distribución de estas capas se consigue un mayor control de la anisotropía de material compuesto. Los tipos más comunes de distribución de la fibra para la fabricación del laminado son:

- **Laminado tipo cinta.** Se presenta en forma de preimpregnados en las que el refuerzo se encuentra en una resina sin polimerizar que actúa como ligante de los hilos. En este tipo de laminados los hilos de fibra están dispuestos paralelos y unidireccionalmente. La distribución de los hilos en este tipo de laminado hace que las propiedades de este material sean muy diferentes en las dos direcciones del plano de la capa. En algunas aplicaciones esta anisotropía del material es útil, pero en la mayoría de las aplicaciones, las láminas se agrupan buscando una mayor isotropía. Por este motivo la secuencia de apilamiento de las capas es muy importante.

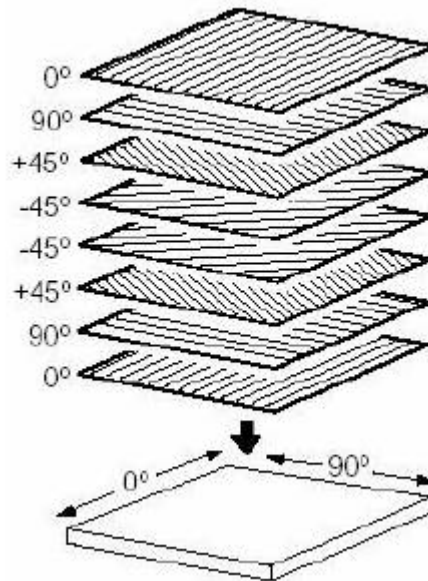


Figura 9. Ejemplo de secuencia de apilamiento de laminados tipo cinta

- **Laminado tipo tejido.** Este tipo de laminado se presenta a partir del apilamiento de láminas de tipo tejido que pueden tener diferentes configuraciones. Estas configuraciones tienen en común que la orientación de la fibra se hace en dos direcciones perpendiculares entre sí. Las fibras longitudinales se denominan urdimbre y las transversales, tramas.

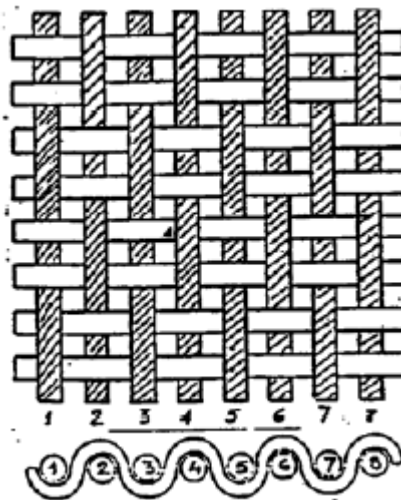


Figura 10. Ejemplo de laminado tipo tejido

Independientemente de si el laminado es de tipo cinta o de tipo tejido es muy importante tener en cuenta la orientación de las fibras en cada capa y la disposición y ubicación de estas capas.

2.3.5 Mecanismos de fallo

Los laminados de materiales compuestos están formados por una serie de capas apiladas y presentan unos modos o mecanismos de fallos muy característicos que pueden clasificarse en dos grupos: interlaminares e intralaminares [11].

Los fallos intralaminares son aquellos que ocurren en las fibras, en la matriz polimérica o en la interfase entre la fibra y la matriz por falta de adherencia entre las mismas. El fallo de la fibra depende del modo de carga; las cargas de compresión inducen micropandeos y las cargas de tracción pueden inducir a la rotura de las fibras. Este tipo de fallo depende de la ductilidad de la matriz polimérica así como de la temperatura de servicio. De este modo la matriz polimérica puede presentar un comportamiento frágil o plástico.

Los fallos interlaminares se producen en muchos casos después de la fallo intralaminar que hacen que se propagan las delaminaciones. La delaminación se produce cuando una grieta se crece a través de la matriz y produce el despegue de entre láminas adyacentes. Las regiones dañadas de la capas se propagan cuando se incrementa la carga y las grietas de las capas adyacentes (con diferente ángulo de orientación) se juntan creando un fallo entre ellas. En ese momento, el cizallamiento interlaminar aumenta y se inicia la delaminación. Este fallo es muy común en impactos.

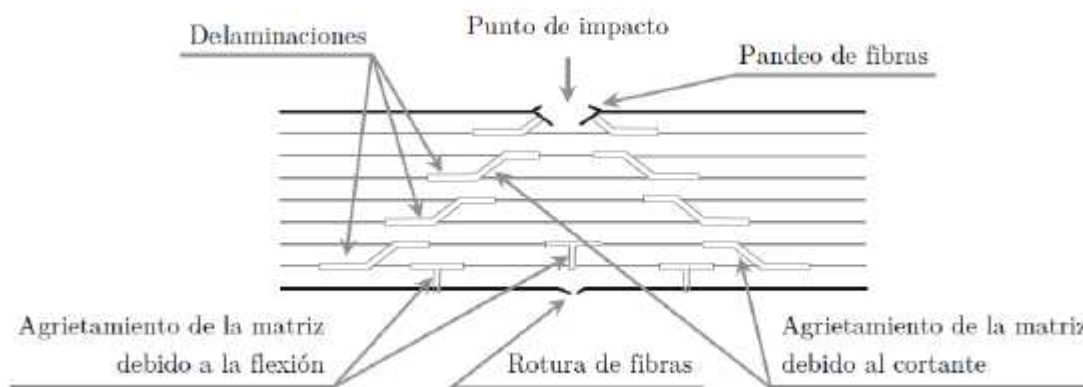


Figura 11. Mecanismos de fallo en materiales compuestos

2.4 COMPORTAMIENTO FRENTE A IMPACTO

Los materiales compuestos tienen muy buenas propiedades pero durante su vida en servicio pueden estar expuestos a factores externos que disminuyan las mismas. Los impactos en materiales compuestos pueden ocasionar daños internos que en muchas ocasiones resultan muy difícil de detectar pero que causan una pérdida de resistencia y de estabilidad a la estructura dañada. Estos impactos pueden estar ocasionados por la caída de

herramienta durante el montaje o en operaciones de mantenimiento de un avión o por impactos accidentales de otros elemento [12].

Estos impactos pueden clasificarse según la velocidad del proyectil en: impactos de baja velocidad e impactos de alta velocidad.

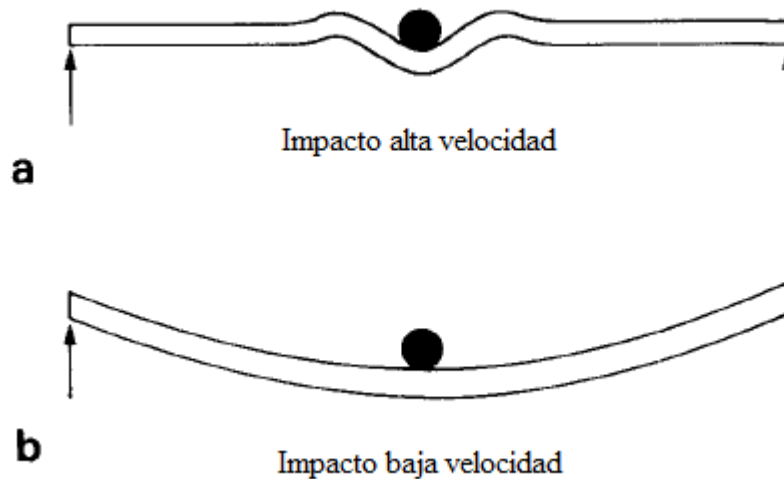


Figura 12. Representación esquemática del modo de fallo de un impacto. a) a baja velocidad b) a alta velocidad

2.4.1 Impactos de alta velocidad

Los impactos a alta velocidad buscan simular el daño que produce el impacto de una masa pequeña a una velocidad elevada ($500\text{m/s} < v < 2000\text{m/s}$) donde la resistencia viscosa del material aun es importante.

Estos ensayos suele realizarse en un cañón de gas utilizando proyectiles de diferentes formas y tamaños y con el objetivo de conocer:

- El **límite balístico**: puede definirse como la velocidad máxima que puede alcanzar un proyectil antes de que ocurra el fallo por penetración. Esta velocidad puede determinarse por medio de pruebas experimentales o por modelos teóricos
- La **velocidad residual**: es la velocidad que tiene el proyectil cuando ha atravesado el elemento ensayado. Experimentalmente, se ha demostrado que a mayor velocidad de impacto la velocidad residual es mayor. Además, esta velocidad residual te permite determinar la energía absorbida en el impacto por el elemento.
- El **modo de fallo**: el fallo suele ocurrir en la zona más cercana al impacto y pueden ser varios los mecanismos de fallo que actúan pero, en materiales compuestos de fibra de carbono/epoxi, los impactos a alta velocidad puede producirse una perforación del laminado en forma de agujero debido a la formación de un tapón por cortadura.

- La **energía de perforación**: es la energía mínima necesaria para perforar un elemento en un impacto a alta velocidad. Se calcula con la velocidad de impacto más baja que consigue atravesar el laminado de material compuesto. Esta velocidad depende de la forma del proyectil y del espesor del laminado ensayado.

La forma del área dañada en los laminados tipo cinta tiene forma de elipse. El eje mayor de esta elipse coincide con la orientación de la fibra de cada lámina.

2.4.2 Impactos de baja velocidad

Los impactos a baja velocidad pretenden simular el daño que produce el impacto de una masa pequeña a una velocidad menor que 10m/s.

En este tipo de impacto las ondas de tensión se propagan hasta el contorno del elemento ensayado y se reflejan varias veces. Tras el impacto estas ondas son de compresión y el comportamiento de laminado no se ve afectado pero cuando las ondas son reflejadas se produce la tracción de las fibras y como consecuencia se producen las delaminaciones y el fallo de la estructura. Esto implica la estructura de manera global por lo que influyen tanto la geometría como las condiciones de contorno de la misma.

Experimentalmente los ensayos a impacto de baja velocidad se realizan en torre de caída de peso o mediante Péndulo de Charpy.

Los impactos de baja velocidad son muy peligrosos en los materiales compuestos ya que el daño no puede detectarse por inspección visual y el daño producido disminuye notablemente las propiedades del material. Por este motivo son numerosos los estudios que se han realizado de este tipo de impacto [13].

En los impactos de baja velocidad sobre materiales compuestos aparecen tres modos de fallo:

- **Rotura de matriz**: surge debido a la concentración de tensiones producida por el proyectil alrededor en la zona de impacto. Esta concentración de tensiones hacen que se produzca una fisura que se propaga por la matriz.

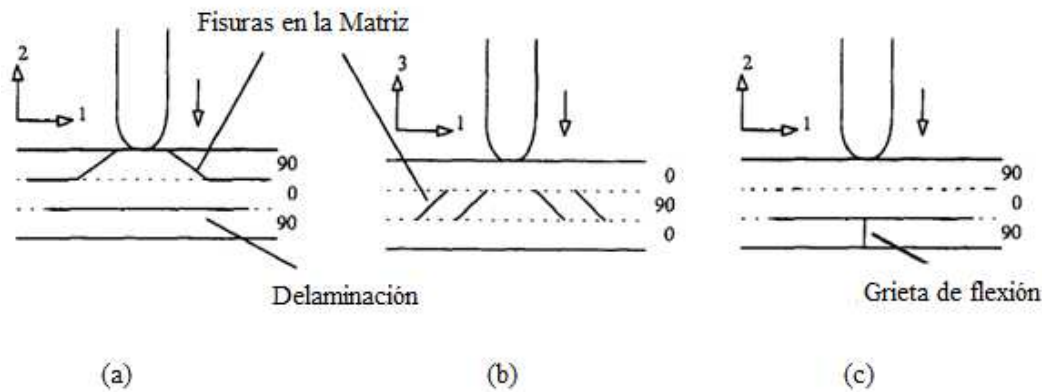


Figura 13. Representación esquemática a) Fisura en la capa superior b) Fisura en la capa intermedia c) Grieta de flexión

Estas fisuras se producen por la alta tensión de corte transversal a través del matriz. Los esfuerzos cortantes transversales están relacionados con la fuerza y el área de contacto. Por otro lado, en la 13(c) se representa esquemáticamente la denominada grieta de flexión, producida por altas tensiones de tracción y de flexión.

- **Delaminación:** como se ha indicado en el apartado 2.3.5, la delaminación produce que las láminas de material compuesto se separen. Si las láminas tienen diferentes orientaciones es más común que se produzca este tipo de fallo. Las delaminaciones pueden tener diferentes formas y tamaños, esto depende de tres factores: la diferencia en los módulos de elasticidad en las direcciones longitudinal y transversal de cada lámina, el espesor de la lámina y la deflexión del laminado.
- **Rotura de las fibras:** ocurre entre la zona del impacto entre la lámina y el percutor. Se produce normalmente después del agrietamiento de la matriz y la delaminación debido a las tensiones.

2.6 CRITERIOS DE ROTURA

El uso del método de los elementos finitos para la resolución de problemas ha llevado a desarrollar una serie de criterios que permiten modelizar elementos estructurales de manera que se obtienen las soluciones de las ecuaciones diferenciales. Estas soluciones te permiten definir el comportamiento de material.

Los códigos de elementos finitos comerciales disponen de un gran número de modelos numéricos implementados para analizar el comportamiento de diferentes materiales.

Mediante estos modelos es posible determinar el comportamiento a impacto pero no existe ningún modelo específico que unifique todos los modelos existentes ya que se ha

demostrado que ningún criterio de rotura puede predecir de forma correcta el fallo de los laminados bajo cualquier estado de carga [14].

Para realizar una buena modelización numérica es necesario que la implementación de los modelos tenga en cuenta los modos de fallo. Los criterios de rotura más relevantes que cumple con este requisito se exponen a continuación [15, 16, 17,18].

2.6.1 Chang y Chang

El modelo Chang Y Chang fue desarrollado en 1982 y es específico para materiales compuestos. Este establece cuatro criterios en función de las contribuciones de los estados tensionales. Estos criterios están relacionados con los modos de fallo y son:

- Fallo de la fibra

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1$$

- Agrietamiento de la matriz

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad \rightarrow \quad \sigma_2 > 0$$

- Aplastamiento de la matriz

$$e_m^2 = \frac{1}{4} \left(\frac{-\sigma_2}{S_{12}}\right)^2 + \frac{Y_c \sigma_2}{4S_{12}^2} + \frac{\sigma_2}{Y_c} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad \rightarrow \quad \sigma_2 < 0$$

- Delaminación

$$e_l^2 = \left(\frac{\sigma_3}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{31}}{S_{31}}\right)^2 \geq 1$$

Donde:

- e_i es el tipo de fallo.
- σ_1, σ_2 y σ_3 son las tensiones normales en la dirección correspondiente.
- τ_{12}, τ_{23} y τ_{31} son las tensiones tangenciales en los planos correspondientes.
- X_t es la resistencia a tracción en la dirección de la fibra.
- Y_t es la resistencia a tracción en la dirección transversal a la fibra.
- Y_c es la resistencia a compresión en la dirección transversal a la fibra.
- Z_T es la resistencia a tracción en la dirección del espesor.
- S_{12}, S_{23} y S_{31} son las resistencias a cizalladura en los planos correspondientes.

El fallo se produce cuando uno de estos parámetros es mayor que 1 ($e_i > 1$). En la figura 14 se muestran los mecanismos de fallo mencionados.

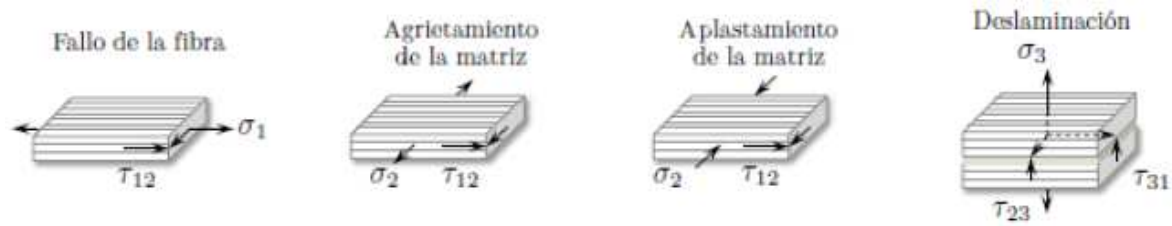


Figura 14. Mecanismos de fallo de modelo Chang Y Chang

2.6.2 Hashin

Hashin propone que el criterio para predecir el fallo de un material compuesto se debe basar en los mecanismos de fallo del mismo y no ser una extrapolación de criterios existentes para otros materiales. Propuso inicialmente un criterio para un estado biaxial de tensión (Hashin-Rotem, 1973), que considera por separado el fallo fibra y el fallo de la matriz. Posteriormente, en 1980 propuso un segundo criterio para estados tridimensionales de tensión con el fin de establecer diferentes mecanismos de fallo, además de los propuestos, y así diferenciar entre diferentes estados tensionales de tracción y de compresión.

- Fallo de la fibra a tracción

$$I_f^t = \left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L}\right)^2 \geq 1$$

- Fallo de la fibra a compresión

$$I_f^c = \left(\frac{-\sigma_1}{X_C}\right)^2 \Rightarrow |\sigma_1| = X_C$$

- Fallo de la matriz a tracción

$$I_m^t = \left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L}\right)^2 \geq 1$$

- Fallo de la fibra a compresión

$$I_m^c = \left(\frac{\sigma_2}{2S_T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_T}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_2}{Y_C} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L}\right)^2 \geq 1$$

Donde:

- I_f^t, I_f^c, I_m^t y I_m^c representa el tipo de fallo en la fibra o matriz sometida a tracción o compresión.
- σ_1, σ_2 son respectivamente las tensiones normales en sus direcciones correspondientes.

- τ_{12} es la tensión tangencial en la dirección correspondiente.
- X_T es la resistencia a tracción en la dirección de la fibra.
- X_C es a la resistencia a compresión en la dirección de la fibra.
- Y_T es la resistencia a tracción en la dirección transversal de la fibra.
- Y_C es la resistencia a compresión en la dirección transversal de la fibra.
- S_L es la resistencia a cortadura interlaminar en dirección longitudinal de la fibra.
- S_T es la resistencia a cortadura interlaminar en dirección transversal de la fibra.

2.6.3 Tsai-Hill y Tsai-Wu

El criterio de Tsai- Hill está basado en el criterio de plastificación de materiales anisótropos de Hill que a su vez está basado en el criterio de Von-Mises para isótropos [19].

El criterio de Tsai-Hill relaciona el estado de tensión en el laminado considerando la interacción entre las diferentes direcciones mientras que el criterio de Tsai-Wu discierne entre estados de tracción y compresión.

El criterio de Tsai-Wu es algo más complicado que el de Tsai-Hill. La idea de este criterio es extender el criterio de Tsai-Hill introduciendo términos que no aparecen en él. Según estos criterios, el fallo se produce cuando el índice de fallo (IF) alcanza un valor de uno.

- Tsai-Hill

$$IF = \frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1^2 \sigma_2^2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} \geq 1$$

- Tsai-Wu

$$IF = F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \tau_{12}^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 \geq 1$$

Donde:

- σ_1, σ_2 son las tensiones normales en la dirección correspondiente.
- τ_{12} es la tensión tangencial en el plano correspondiente.
- X es la resistencia en la dirección de la fibra.
- Y es la resistencia en la dirección transversal de la fibra.
- S_{12} es la resistencia a cortadura interlaminar en dirección longitudinal de la fibra.
- $F_1, F_2, F_{11}, F_{22}, F_{66}$ y F_{12} son funciones que definen la resistencia del material compuesto.

2.7 MODELOS COHESIVOS

Tal y como se ha mencionado en el apartado 2.3.3 la interfase es la zona del material compuesto que surge en el contacto entre la fibra y la matriz. Los modelos cohesivos son modelos analíticos que se usan para modelar la matriz en la interfase también denominada cohesivo. El comportamiento del mismo se define mediante una ley que relaciona la tracción frente a la separación (Figura 15).

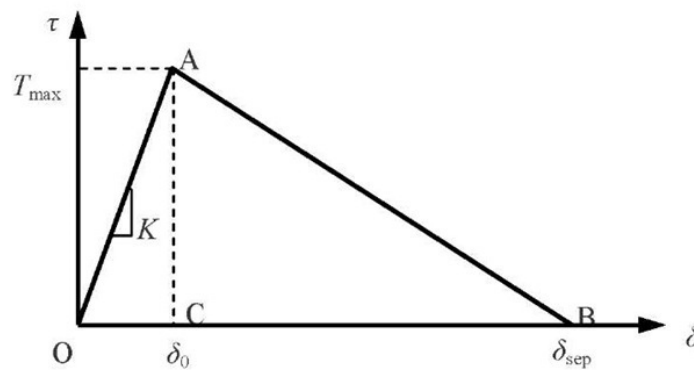


Figura 15. Ley tracción-separación de un material cohesivo

Cuando el valor de la tensión de tracción llega un máximo característico denominado resistencia interfacial (T_{max}) comienza el daño del material cohesivo. Cuando se alcanza la tenacidad a fractura, es decir, el área que encierra la curva tracción-separación tiene la suficiente energía propagar la grieta, la tensión a tracción se hace cero y se aumenta la superficie de la fisura.

Después de la formación de la fisura, la delaminación se determinará por la resistencia del material. Existen tres modos de carga (Figura 16) que ayudan a entender cómo se propaga de la grieta.

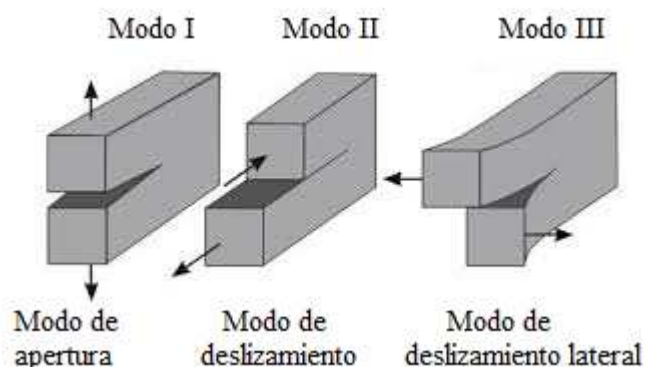


Figura 16. Modos de carga

El modo de apertura aparece para tensiones de tracción mientras que el modo de deslizamiento y el modo de deslizamiento lateral aparecen para tensiones tangenciales.

Bajo cargas puras, el inicio de la delaminación se produce cuando la tracción interlaminar es igual a su resistencia interfacial y la propagación de la delaminación cuando la energía liberada es igual a la tenacidad a fractura propia al material.

La delaminación se puede producir de forma aislada por el modo *I*, el modo *II* o se puede producir una combinación de varios modos, dando lugar a un modo mixto de fractura *I* y *II* [20].

El inicio y la propagación de la fisura se definen mediante diferentes modelos constitutivos que relacionan la transición entre ambas etapas. Mediante la ecuación constitutiva es posible relacionar la tracción con la separación de la interfase donde se produce la delaminación o fisura. Estos modelos han facilitado la resolución de problemas complejos al poder implementarse en códigos numéricos en programas como Abaqus. Los más empleados son: el modelo de ecuación constitutiva bilineal seguido por el modelo cubico/exponencial, el trapezoidal o el perfectamente plástico.

Capítulo 3

Descripción de los modelos

3.1 MÉTODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS: ABAQUS

Para realizar este TFG se utilizará el programa Abaqus, un programa de análisis por elementos finitos. El método de elementos finitos es muy utilizado en la industria por su gran versatilidad y buena aproximación de resultados con la realidad. Además de un enorme ahorro de costes y tiempo al realizar ensayos con gran similitud física en un entorno virtual. Este tipo de análisis nos permite poder realizar diferentes modelos con el fin de encontrar el adecuado, pero sin tener que disponer de los recursos tanto económicos como materiales que deberíamos si realizásemos el modelo real.

El Abaqus fue desarrollado en 1978 por la empresa Hibbit, Karlson & Sorensen, Inc (HKS) con el objetivo de crear un software capaz de resolver problemas no lineales. En la actualidad, supone una potente herramienta para la resolución de grandes problemas de ingeniería (vibraciones, transferencia de calor, resistencia de materiales, mecánica a la fractura, etc).

Abaqus se encuentra dividido en cuatro módulos:

- **Abaqus/Standard:** es utilizado para la resolución de problemas estáticos de gran precisión y dinámicos de baja velocidad. No permite el análisis dinámico de alta velocidad.
- **Abaqus/Explicit:** Es capaz de resolver eficazmente problemas dinámicos y muy efectivo a la hora de resolver problemas cuasi-estáticos.
- **Abaqus/CAE:** permite rápidamente crear, editar, monitorear, diagnosticar y visualizar los análisis. A través de este módulo se puede modelizar un problema de forma sencilla y rápida
- **Abaqus/CFD:** ofrece la capacidad de resolver problemas de dinámica de fluidos. Es importante destacar la capacidad de realizar simulaciones acopladas con interacción fluido-estructura tanto de tipo estructural como térmico.

En este TFG se analizarán los resultados obtenidos de la simulación según los métodos implícito y explícito para la resolución de análisis de problemas de elementos finitos. Son métodos numéricos para la resolución de ecuaciones diferenciales ordinarias tiempo-variable y ecuaciones diferenciales parciales.

A continuación se describirán las diferencias entre ambos métodos y las características de los mismos.

3.1.1 Método explícito

El método explícito es de gran ayuda en la solución de problemas que dependen del tiempo de alta deformación como choques, explosiones, impactos, etc. Resuelve estados de equilibrio dinámico donde la inercia puede desempeñar un papel muy importante en la solución.

Las simulaciones toman generalmente en el orden de 10.000 a 1.000.000 de incrementos, pero el coste computacional por incremento es relativamente pequeño. El incremento de tiempo es estable y normalmente bastante pequeño.

En el método explícito se calculan las variables en el tiempo t_{n+1} a partir de las variables en el tiempo t_n por lo que no hay que resolver un sistema de ecuaciones para cada incremento.

En los problemas cuya resolución se calcula utilizando procedimientos explícitos, se emplea una matriz de masas concentradas que proporcionan un algoritmo de cálculo elemento por elemento donde no es necesario ni ensamblar ni resolver un sistema global de ecuaciones. Entre otros aspectos, esto genera la ventaja de evitar el almacenamiento de matrices de coeficientes globales, por lo que el coste computacional crece de forma solo lineal con tamaño del problema, aspecto que puede resultar determinante para problemas 3D grandes.

El inconveniente de este método es que se exige que el tiempo sea inferior a un valor crítico (condición de Courant).

$$\Delta t \leq \Delta t_{crit} = \frac{L_c}{c} = \frac{2}{w_{max}}$$

Donde c es la máxima velocidad de las ondas, L_c la longitud característica del elemento y w_{max} la frecuencia propia del sistema.

Esto obliga a realizar muchos pasos de tiempo de pequeña amplitud pero dentro de cada paso de tiempo el cálculo es explícito, lo que supone una gran sencillez.

3.1.2 Método implícito

Los métodos implícitos no tienen una limitación inherente en el tamaño mínimo del incremento, el tamaño de estos incrementos se adapta a la complejidad del problema. Este tamaño mínimo del incremento se suele determinar generalmente a partir de consideraciones de precisión y de convergencia. [21].

Las variables en el tiempo t_{n+1} se calculan a partir de las variables en el tiempo t_n y t_{n+1} . Por lo tanto, no se puede hallar una expresión explícita teniendo que resolverse un sistema de ecuaciones para cada paso. Como un conjunto global de ecuaciones debe ser resuelto en cada incremento, el gasto computacional por incremento de un método implícito es mucho mayor que la de un método explícito.

El método implícito se utiliza en problemas para los cuales el uso del método explícito requiere pequeños pasos de tiempo para mantener limitado el error en el resultado.

3.2 HASHIN EN ABAQUS

Abaqus permite utilizar el criterio Hashin para predecir el comportamiento al daño de material compuesto. La formulación de Hashin que ha sido implementada en Abaqus es la siguiente:

- Fallo a tracción de la fibra

$$I_f^t = \left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\tau_{12}}{S_L}\right)^2$$

- Fallo a compresión de la fibra

$$I_f^c = \left(\frac{-\sigma_1}{X_C}\right)^2$$

- Fallo a tracción de la matriz

$$I_m^t = \left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L}\right)^2$$

- Fallo a compresión de la matriz

$$I_m^c = \left(\frac{\sigma_2}{2S_T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_T}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_2}{Y_C} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L}\right)^2$$

Donde:

- I_f^t, I_f^c, I_m^t y I_m^c representa el tipo de fallo en la fibra o matriz sometida a tracción o compresión.
- σ_1, σ_2 son respectivamente las tensiones normales las direcciones correspondientes
- τ_{12} es la tensión tangencial en el plano correspondiente.
- X_T es la resistencia a tracción en la dirección de la fibra.
- X_C es la resistencia a compresión en la dirección de la fibra.
- Y_T es la resistencia a tracción en la dirección transversal de la fibra.
- Y_C es la resistencia a compresión en la dirección transversal de la fibra.
- S_L es la resistencia a cortadura interlaminar en dirección longitudinal de la fibra.
- S_T es la resistencia a cortadura interlaminar en dirección transversal de la fibra.
- α es un coeficiente que determina la contribución de la tensión de cortadura.

Como se ha explicado anteriormente en el apartado 2.6.2 cuando el valor del índice de fallo es igual a la unidad, significa que se ha iniciado el daño. Una vez producido el daño el material comienza a degradarse. Esta degradación está definida por una ley de evolución lineal de energía que está implementada en Abaqus (Figura 17).

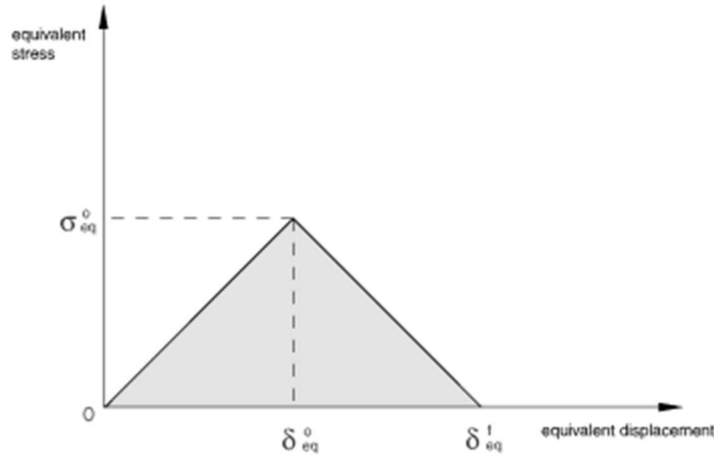


Figura 17. Ley de evolución lineal de energía del daño.

Para la aplicación de esta ley, necesitas introducir en Abaqus el valor de las energías disipadas durante el daño para cada uno de los modos de fallo: tracción de la fibra, compresión de la fibra, tracción de la matriz y compresión de la matriz. En el apartado de 3.3.2 se muestra una tabla con los valores (ver tabla 6).

- Tracción de la fibra:

$$G_f^t = 1,2 \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{X_T^2}{E_1} \cdot L_c$$

- Compresión de la fibra:

$$G_f^c = 1,2 \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{X_C^2}{E_1} \cdot L_c$$

- Tracción de la matriz:

$$G_m^t = 1,2 \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{Y_T^2}{E_2} \cdot L_c$$

- Compresión de la matriz:

$$G_m^c = 1,2 \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{Y_C^2}{E_2} \cdot L_c$$

Donde:

- X_T hace referencia a la resistencia a tracción en la dirección de la fibra.
- X_C hace referencia a la resistencia a compresión en la dirección de la fibra.
- Y_T es la resistencia a tracción en la dirección transversal de la fibra.
- Y_C es la resistencia a compresión en la dirección transversal de la fibra.

- E_1 es el módulo elástico en la dirección de la fibra.
- E_2 es el módulo elástico en la dirección de la matriz.
- L_c es la longitud del elemento.

3.3 DEFINICIÓN DE LOS MODELOS Y SUS CONFIGURACIONES

Para este TFG se han realizado 14 modelos diferentes. Dichos modelos se diferencian por la secuencia de apilamiento de capas del material compuesto. Además estos se analizarán para varias velocidades y varias masas del impactador.

Por otro lado estos modelos y sus correspondientes configuraciones se analizarán mediante el método explícito y el método implícito. El objetivo ha sido encontrar la diferencia entre ambos métodos de integración que Abaqus puede realizar, a la vez que se obtienen conclusiones para evaluar el comportamiento del material compuesto frente a impacto para las diferentes secuencias de apilamiento de las capas.

El modelo base es una placa circular de 1,8 mm de espesor. Está formado por 10 capas de material compuesto 0,18 mm de espesor. En la tabla que aparece a continuación se muestran las secuencias de apilamiento analizadas para diferentes velocidades y masas del proyectil.

Secuencia de apilamiento	Masa impactador [kg]	Velocidad impactador [m/s]	Energía de impacto [J]	Modelo
[0/90/0/90/0]s	1.205	3.13	5.902	Modelo 1
	1.205	1.98	2.362	Modelo 2
	2.205	3.13	10.801	Modelo 3
	2.205	1.98	4.322	Modelo 4
[+45/-45/+45/0/90]s	1.205	3.13	5.902	Modelo 5
	1.205	1.98	2.362	Modelo 6
	2.205	3.13	10.801	Modelo 7
	2.205	1.98	4.322	Modelo 8

Tabla 3. Especificaciones de las simulaciones.

3.3 PROCESO DE MODELIZACIÓN

A continuación se explicará con detalle el proceso de desarrollo de los modelos numéricos que se han realizado. Estos modelos pretenden simular un impacto a baja velocidad sobre un laminado carbono/epoxi.

3.3.1 Partes del modelo

El modelo base que se ha utilizado para simular el impacto está formado por dos partes:

- La primera corresponde al disco de material compuesto y, como se ha mencionado anteriormente, es un disco de 80 mm de diámetro formado por 10 capas de composite de 0,18 mm de espesor.
- La segunda parte se corresponde con el impactador esférico de aluminio. Este tiene un diámetro de 8 mm y pretende simular la función que tendría el impactador de una torre de caída de peso en un ensayo experimental.

3.3.2 Propiedades de las partes

DISCO

El disco está formado por láminas de carbono/epoxi cuyas propiedades elásticas y valores de resistencia se muestran en las tablas 4 y 5 respectivamente.

Densidad [Ton/mm ³]	1.5x10 ⁻⁹
E ₁₁ [Mpa]	127000
E ₂₂ =E ₃₃ [Mpa]	10000
G ₁₂ =G ₁₃ [Mpa]	5400
G ₂₃ [Mpa]	3050
ν ₁₂ =ν ₁₃	0.34
ν ₂₃	0.306

Tabla 4. Propiedades Elásticas

X_T [Mpa]	1400
X_C [Mpa]	930
Y_T [Mpa]	47
Y_C [Mpa]	130
S₁₂=S₁₃ [Mpa]	53
S₂₃ [Mpa]	89

Tabla 5. Valores de Resistencia

Como se ha mencionado en el apartado 3.2, Abaqus permite seleccionar el modelo de Hashin para predecir el comportamiento al daño. Utilizando las fórmulas que se han indicado en dicho apartado se han obtenido las energías que se establecen en la tabla 6.

G_f^t [N/mm]	G_f^c [N/mm]	G_m^t [N/mm]	G_m^c [N/mm]
9.25	4.08	0.132	1.014

Tabla 6. Energías disipadas

IMPACTADOR

El impactador está compuesto de aluminio siendo sus propiedades uniformes e isotrópicas en todo su volumen. Además, se considera que la sección es sólida y homogénea. La relación tensión-deformación se establece mediante la siguiente expresión:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E & -\nu/E & -\nu/E & 0 & 0 & 0 \\ -\nu/E & 1/E & -\nu/E & 0 & 0 & 0 \\ -\nu/E & -\nu/E & 1/E & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{12} \\ \tau_{13} \\ \tau_{23} \end{Bmatrix}$$

Donde:

- E es el módulo de elasticidad
- ν es el coeficiente de *Poisson*
- G es el módulo de cortadura que se calcula mediante la siguiente expresión:

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)}$$

El impactador pretende simular toda la estructura del percutor de la Torre de Caída de Peso por lo que ha sido necesario establecer unas densidades del aluminio que no se corresponden a las propiedades reales.

Se han realizado simulaciones para dos masas diferentes: la masa 1 de 1,205Kg y la masa 2 de 2,205 Kg. Sus propiedades se establecen en la tabla 7.

Propiedades	Masa 1	Masa 2
Densidad [Ton/mm3]	$5,62 \times 10^{-7}$	$1,02 \times 10^{-6}$
v	0.3	0.3
E [Mpa]	70000	70000

Tabla 7. Propiedades del impactador

3.3.4 Condiciones de contorno y cargas aplicadas

En los impacto a alta velocidad las condiciones de contorno no son relevantes ya que el comportamiento de la estructura está gobernado por las propiedades del material en la zona cercana al punto de impacto y es básicamente independiente de las condiciones de contorno y del tamaño de la estructura, sin embargo, en el impacto a baja velocidad debido a la duración de mismo, las ondas de tensión se propagan hasta el contorno del elemento y se reflejan varias veces durante el proceso de impacto por lo que la respuesta de la estructura es global, influyendo de manera relevante tanto su geometría como sus condiciones de contorno.

El modelo puede estar sometido a ciertas imposiciones por parte de su entorno que deben ser especificadas en el archivo de entrada. Se pueden imponer restricciones del movimiento, valores de desplazamientos y rotaciones o condiciones de simetría. Para las condiciones de contorno del disco de material compuesto se fijaron los bordes exteriores empotrados restringiendo giros y desplazamientos (Figura 18)

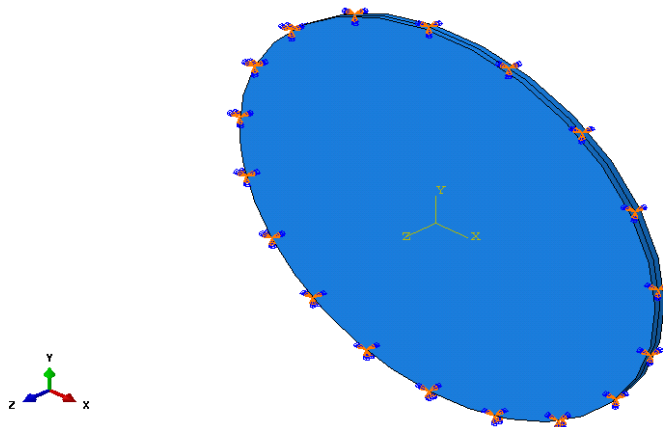


Figura 18. Condiciones de contorno

En cuanto a las cargas aplicadas, se le ha impuesto al impactador una velocidad inicial diferente para cada modelo tal y como se ha establecido en la Tabla 3 del apartado 3.3 en dirección al eje Z.

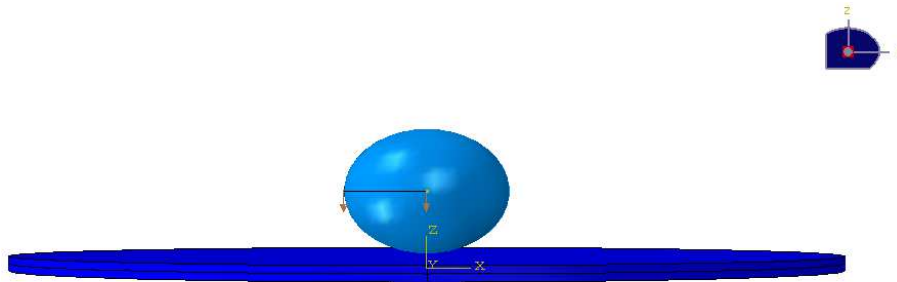


Figura 19. Carga aplicada

3.3.5 Mallado

En esta fase se mallarán de forma independiente las dos partes: por un lado la malla del disco de material compuesto y por otro lado la malla de impactador de aluminio. Aunque durante el proceso de mallado influye la geometría de las partes, esta pasa a un segundo plano y es realmente donde comienza el análisis por elementos finitos.

Se debe tener muy en cuenta el tamaño de los elementos ya que cuanto más pequeños sean, mayor será el costo computacional. Pero si los elementos son muy pequeños, se puede asegurar que el problema converja y podamos obtener una solución factible. Es decir, si se quieren resultados lo más reales posibles, cuanto mayor sea el número de elementos utilizados para la discretización del modelo más correcta es la solución.

DISCO

El mallado básico de Abaqus consta de dos pasos: primero se dividen los bordes de la parte (*seeding*) y posteriormente se malla. Se pueden seleccionar el número de divisiones basándose en el tamaño del elemento o, como en el caso del disco, basándose en el número de elementos que se desee tener en un determinado borde.

El mallado que se ha utilizado para el disco de material compuesto es una combinación del mallado tipo Sólido y tipo Shell. Los elementos placa o Shell son usados para modelar estructuras en las que una dimensión es mucho menor que el resto. Sin embargo, para el modelo se han utilizado elementos del tipo *Continuum Shell*, que discretiza el cuerpo completo en tres dimensiones aunque estos elementos tienen solo el desplazamiento como grado de libertad.

El disco está formado por un total de 1847 nodos y 12426 elementos de los cuales 12062 son del tipo SC8R y 364 del tipo SC6R (Figura 22).

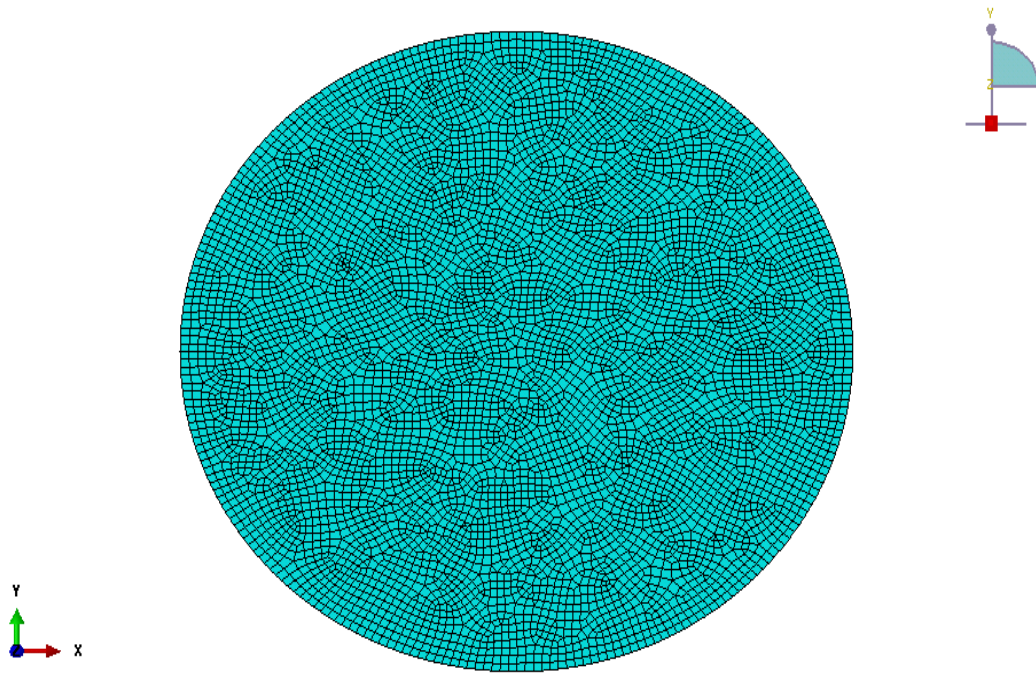


Figura 20. Mallado disco

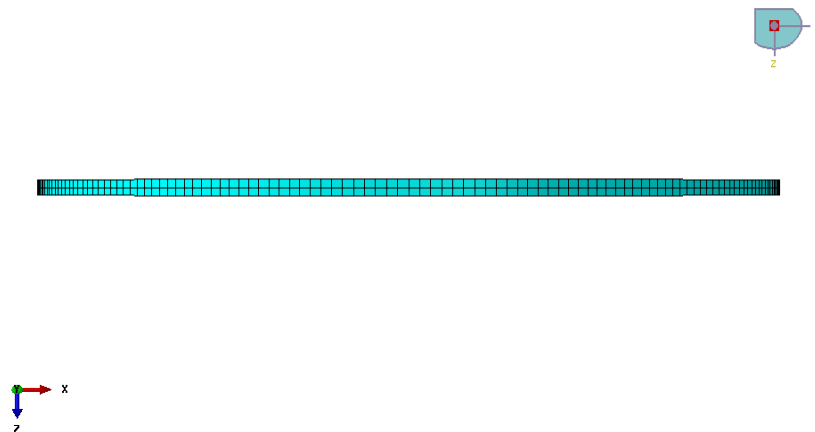


Figura 21. Mallado espesor del disco

Para el elemento *Continuum Shell* SC6R triangular los nodos de esquina 1, 2, y 3 es la cara inferior; y la cara con la esquina de los nodos 4, 5 y 6 es la cara superior. Para el elemento *Continuum Shell* cuadrangular SC8R la cara con nodos de esquina 1, 2, 3, y 4 es la cara inferior; y la cara con nodos de esquina 5, 6, 7, y 8 es la cara superior. La dirección de apilamiento y dirección del espesor, se definen a ser la dirección desde la cara inferior a la cara superior. Estas configuraciones se muestran en la figura 22 [22].

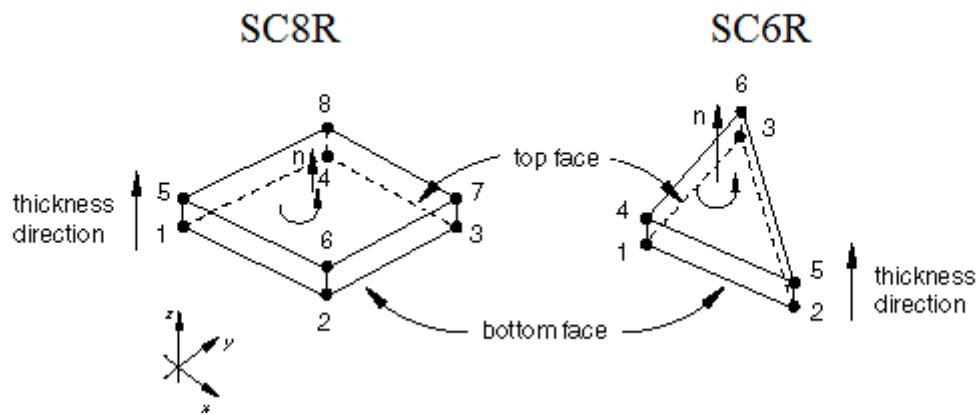


Figura 22. Configuración de los elementos Continuum shell

IMPACTADOR

Para mallar el impactador y obtener un mallado lo más ordenado posible se han utilizado elementos tetraédricos ya que estos son los que mejor se adaptan a la geometría esférica del impactador. El mallado final del impactador cuenta con un total de 728 nodos y 3283 elementos. Estos elementos son del tipo C3D4, elementos explícitos de tipo 3D Stress [22].

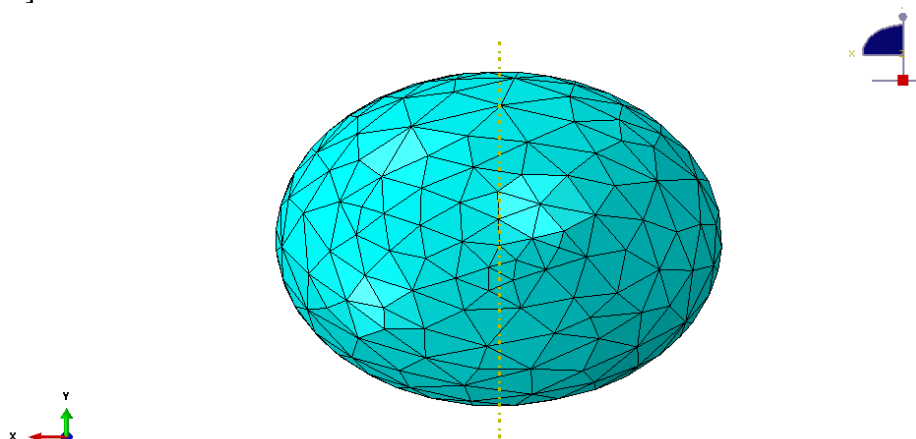


Figura 23. Mallado impactador

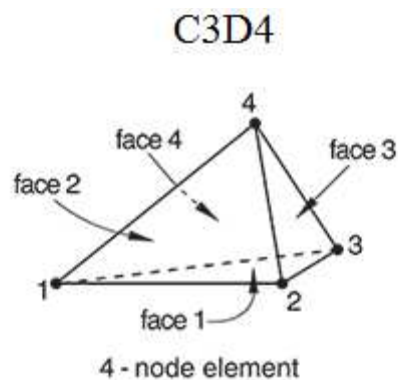


Figura 24. Configuración de los elementos impactador

En la tabla 8 se resumen el número total de nodos del modelo así como el número de elementos y el tipo de cada una de las partes. La relación entre estos elementos, considerando las condiciones de contorno (cargas y restricciones), va a dar lugar a un sistema de ecuaciones cuya solución va a permitir obtener resultados mediante los cuales se va a conocer el comportamiento aproximado del modelo.

Parte	Tipo de elemento	Número de elementos	Número de nodos
Disco	SC8R	12062	1847
	SC6R	364	
Impactador	C3D4	3283	728

Tabla 8. Tabla resumen elementos

Capítulo 4

Resultados

4.1 ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS

En este capítulo se procederá a analizar los resultados más relevantes de las simulaciones realizadas.

Además de interpretar los resultados obtenidos desde el punto de vista del daño producido en el laminado se compararán los resultados de los dos métodos numéricos utilizados.

4.2 RESULTADOS MÉTODO EXPLÍCITO

4.2.1 Resultados secuencia de apilamiento [0/90/0/90/0]_s

Para este laminado las 10 láminas están dispuestas de forma ortótropa, es decir, en las dos direcciones ortogonales.

Los primeros resultados obtenidos son de la fuerza frente al tiempo. Estos resultados aparecen con mucho ruido. Por ruido se entiende toda componente que se superpone con la componente de señal que se procesa y que interfiere con el proceso. Para reducir el nivel de ruido de los gráficos se ha recurrido al uso de filtros. La tarea de reducir el ruido mediante filtrado no debe de alterar la información principal.

Abaqus permite filtrar los datos obtenidos tras la simulación. El filtro utilizado ha sido el *butterworth*. Es uno de los filtros más utilizado en el procesado de señales.

En la Figura 25 y en la Figura 26 se muestran las curvas de fuerza frente al tiempo para los 4 modelos. En la primera, sin aplicar el filtro y en la segunda ya filtradas para una frecuencia de 15000 Herzios.

Para comprobar que esta frecuencia es la óptima para realizar el filtrado se ha calculado el impulso de las correspondientes curvas filtradas y sin filtrar:

$$Impulso = \int F \cdot dt$$

Donde:

- F es la fuerza para cada uno de los puntos
- dt es el diferencial de tiempo

Los resultados del impulso obtenidos para los modelos se muestran en la Tabla 9.

Modelos	Impulso Modelo 1 [N·s]	Impulso Modelo 2 [N·s]	Impulso Modelo 3 [N·s]	Impulso Modelo 4 [N·s]
Originales	6.83148286	4.33220458	11.88808788	7.97427174
Filtrados	6.83140424	4.33220829	11.88806836	7.97342592

Tabla 9. Impulso Modelos 1, 2, 3 y 4 explícitos

Como se puede comprobar, los resultados obtenidos de los impulsos de los datos filtrados y sin filtrar son prácticamente iguales, por lo que la frecuencia utilizada para realizar el filtrado puede ser considerada correcta.

En la Figura 25 y en la Figura 26 se puede observar en el Modelo 3 unos saltos en la curva. Esto indica que el laminado se está rompiendo ya en el momento en el que se rompe hay un salto en la fuerza. Se pueden observar dichos saltos para tiempos 0,00176 segundos y 0,0024 segundos.

También se aprecia las curvas de los Modelos 2 y 4 son muy similares al inicio del impacto y esto mismo ocurre para las curvas de los Modelos 1 y 3. Esto se debe a que los Modelos 2 y 4 tienen una velocidad inicial de 1,98 m/s y los Modelos 1 y 3 tienen una velocidad inicial 3,13 m/s. Las curvas empiezan a diferenciarse debido a que la masa de los modelos es diferente (ver tabla 3).

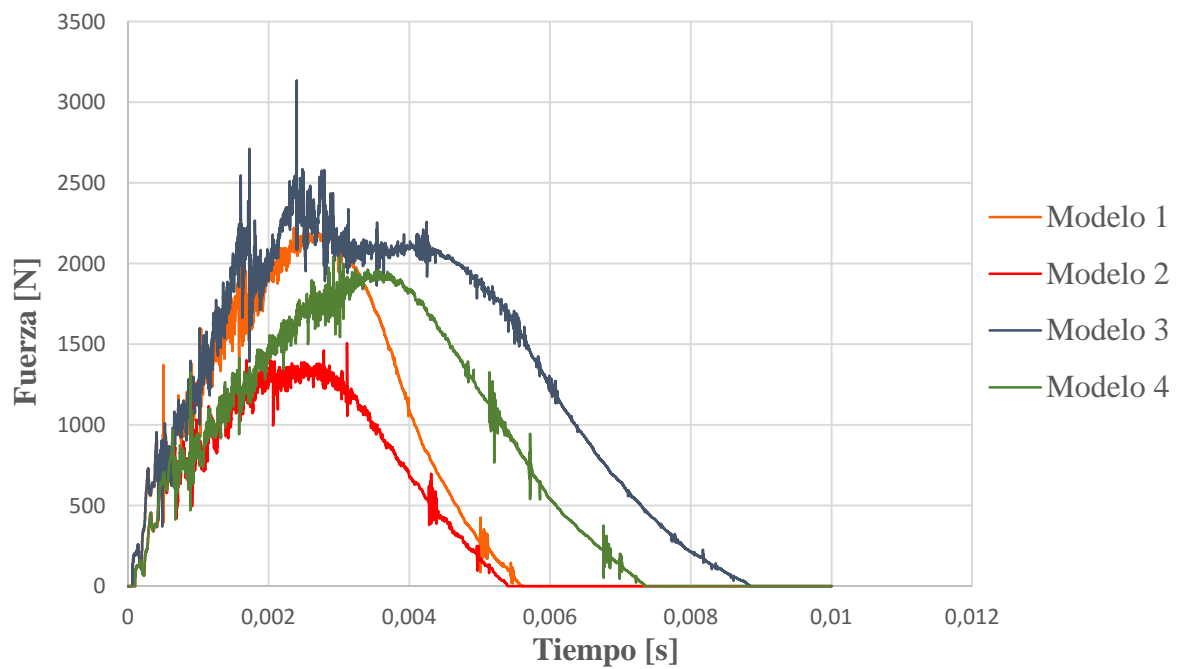


Figura 25. Curva Fuerza-Tiempo. Modelos 1, 2, 3 y 4 explícitos

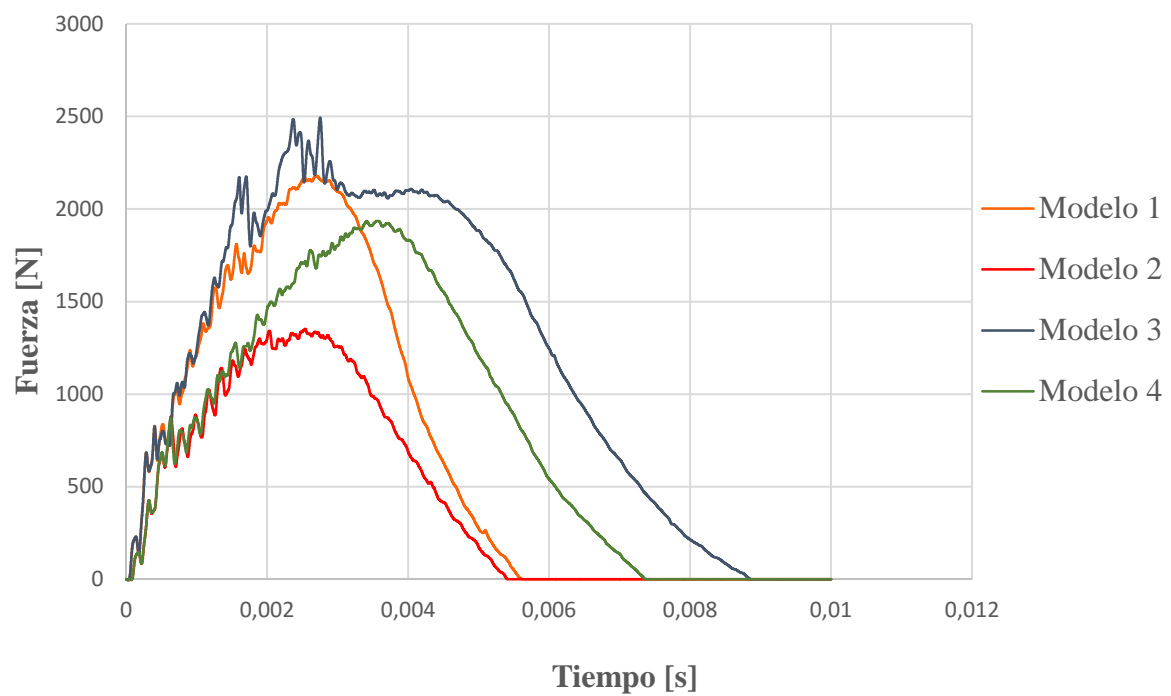


Figura 26. Curva filtrada Fuerza-Tiempo. Modelos 1, 2, 3 y 4 explícitos

Los siguientes resultados que se han obtenido, para cada uno de los modelos con esta secuencia de apilamiento de capas, son los correspondientes con la energía cinética. Esta energía cinética puede descomponerse en energía elástica y energía absorbida por el laminado (Figura 27).

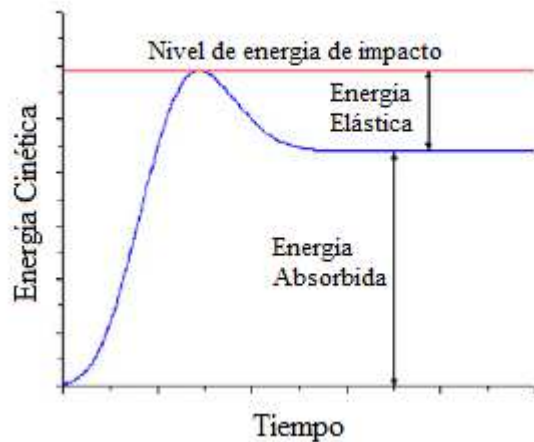


Figura 27. Energía cinética

En la Figura 28 se muestra la curva de la energía cinética frente al tiempo para los Modelos 1, 2, 3 y 4 calculados por el método explícito. En ella se puede observar que, para la secuencia de apilamiento [0/90/0/90/0]_s, los diferentes modelos absorben una energía diferente ya que la masa del impactador es diferente para algunos casos, al igual que sucede con la velocidad inicial que se ha establecido, por lo que la energía de impacto es diferente.

Para el Modelo 1 el nivel de energía de impacto es aproximadamente 5,90 Julios y la energía absorbida por el laminado es aproximadamente de 1,99 Julios por lo que el 66% de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Para el Modelo 2 el nivel de energía de impacto es aproximadamente 2,36 Julios y la energía absorbida por el laminado es aproximadamente de 0,77 Julios por lo que aproximadamente el 67% de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Para el Modelo 3 el nivel de energía de impacto es aproximadamente 10,80 Julios y la energía absorbida es aproximadamente de 5,11 Julios por lo que alrededor del 52% de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Para el Modelo 4 el nivel de energía de impacto es aproximadamente 4,32 Julios y la energía absorbida es aproximadamente de 1,34 Julios por lo que el 68% de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Teniendo en cuenta estos resultados, se puede prever que modelo que más daño va a sufrir tras el impacto va a ser modelo 3 ya que es el que, proporcionalmente a su masa y velocidad, más energía absorberá el laminado de carbono/epoxi. En la curvas Fuerza-Tiempo ya se preveía que para este modelo el laminado se rompía.

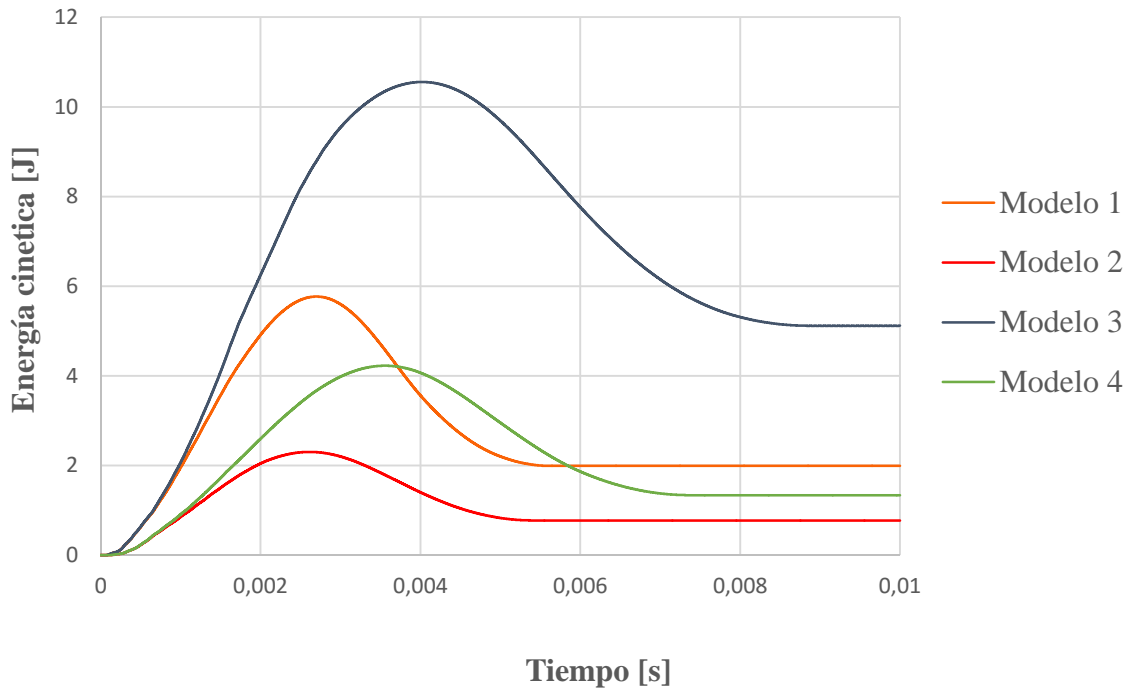


Figura 28. Curva Energía Cinética- Tiempo. Modelos 1, 2, 3 y 4 explícitos

Al igual que ocurre para las curvas Fuerza-Tiempo, los Modelos 2 y 4 presentan al inicio del impacto un comportamiento muy parecido de igual modo que para las curvas de los Modelos 1 y 3. Esto se debe a que los Modelos 2 y 4 tienen una velocidad inicial de 1,98 m/s y los Modelos 1 y 3 tienen una velocidad inicial 3,13 m/s. Las curvas empiezan a diferenciarse debido a que la masa de los modelos es diferente (ver tabla 3).

La energía de impacto que se transfiere del proyectil al material compuesto es absorbida por los mecanismos de fallo activados.

Cada mecanismo de fallo absorbe una fracción de energía de impacto. Dependiendo de la magnitud y del tipo de mecanismo de fallo activado el valor de la energía absorbida cambia. La magnitud y el tipo de mecanismo de fallo dependen de los siguientes factores:

- La masa y la velocidad del impactador (nivel de energía de impacto).
- La geometría del impactador.
- La geometría de estructura.
- El tipo de fibra y de matriz utilizada para la fabricación del laminado de material compuesto.
- Secuencia de apilamiento de las capas.

Los siguientes resultados obtenidos son los que relacionan la fuerza con el desplazamiento de los laminados. En general, en las fases iniciales del impacto las curvas de los cuatro modelos tienen la misma forma que representa el comportamiento no lineal de fenómeno del contacto. Por el contrario cuando la fuerza ha alcanzado su máximo valor las curvas dejan de presentar las oscilaciones iniciales. Esto se debe a que se han activado los mecanismos de fallo de los laminados. Estos mecanismos reducen la rigidez global de los laminados.

En la figura 29 se muestran las curvas fuerza-desplazamiento para los Modelos 1, 2, 3 y 4 calculados por el método explícito. En ella se puede observar como el Modelo 3 presenta un comportamiento diferente al resto de los modelos. Para este modelo ya se había observado dicho comportamiento para los resultados Fuerza-Tiempo y los resultados de Energía Cinética, ya que para la configuración de masa y velocidad correspondiente a este modelo tiene un nivel de energía de impacto muy superior al del resto de configuraciones.

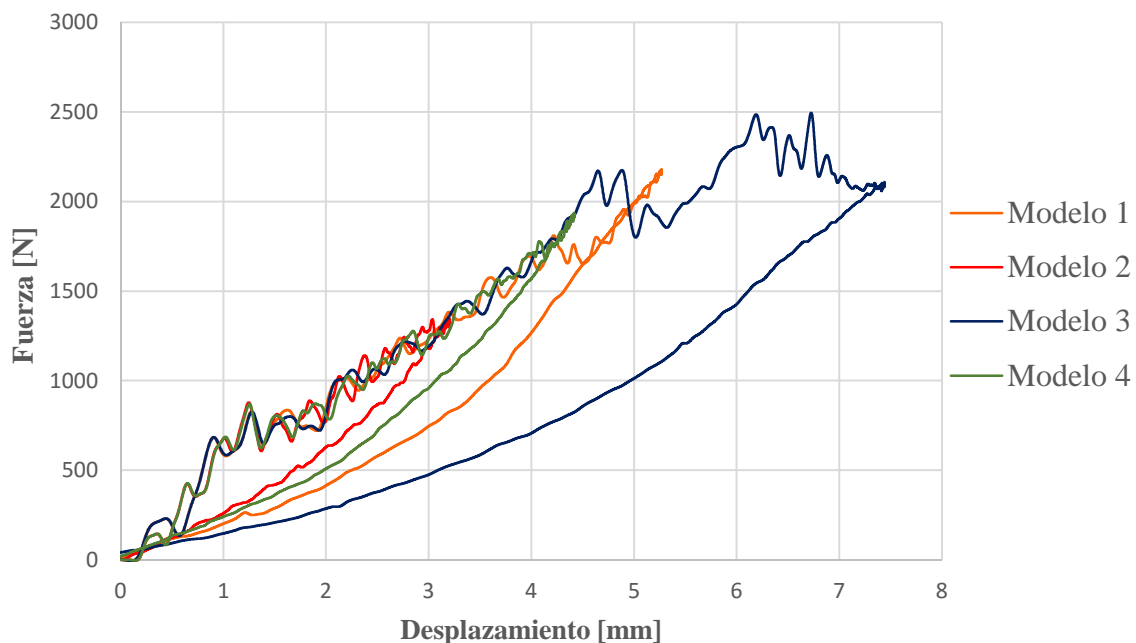


Figura 29. Curva Fuerza-Desplazamiento. Modelos 1, 2, 3 y 4 explícitos

4.2.2 Resultados secuencia de apilamiento [+45/-45/+45/0/90]_s

Este laminado presenta una secuencia de apilamiento de las 10 láminas con una configuración cuasi-isótropa.

Al igual que para la secuencia anterior, los primeros resultados obtenidos son de la fuerza frente al tiempo. Estos resultados aparecen con mucho ruido por lo que se han filtrado con el mismo filtro y para la misma frecuencia de 15000 Herzios.

Los resultados del impulso obtenidos para los modelos son los que se muestran en la tabla 10. Teniendo estos resultados en cuenta se puede dar por buena la frecuencia del filtrado.

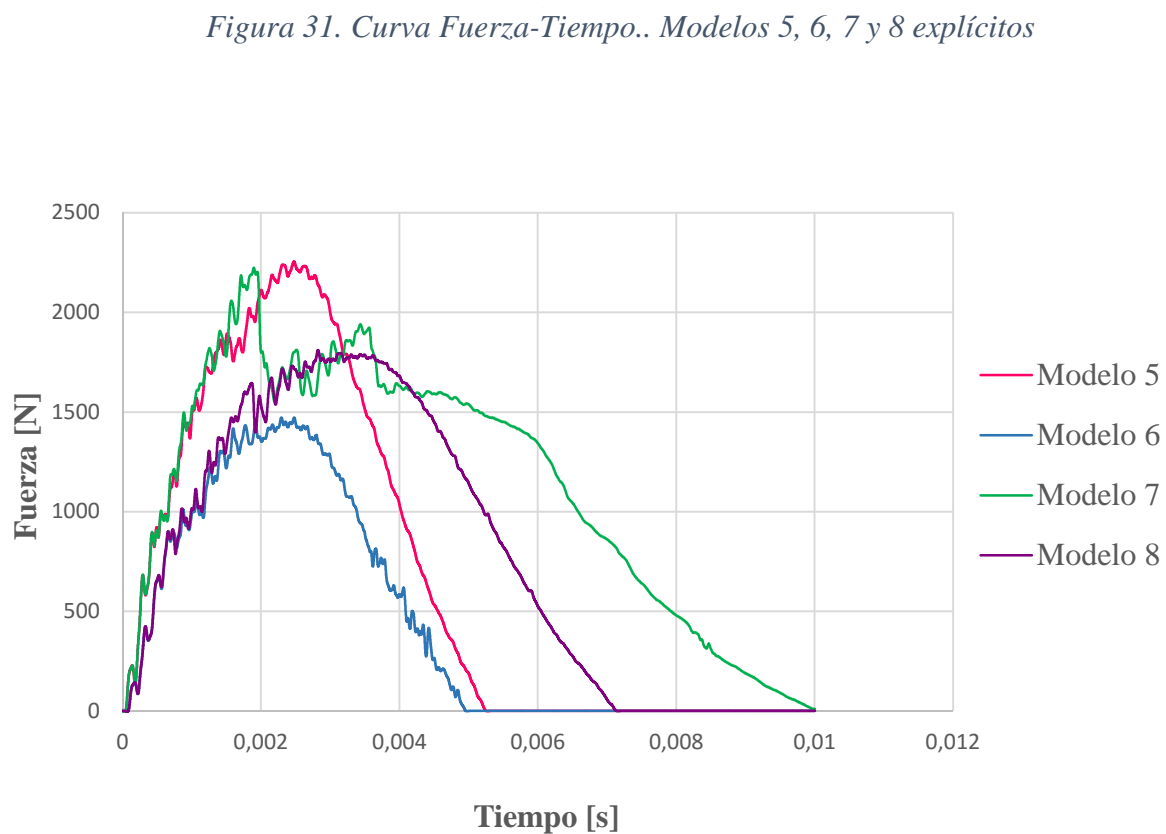
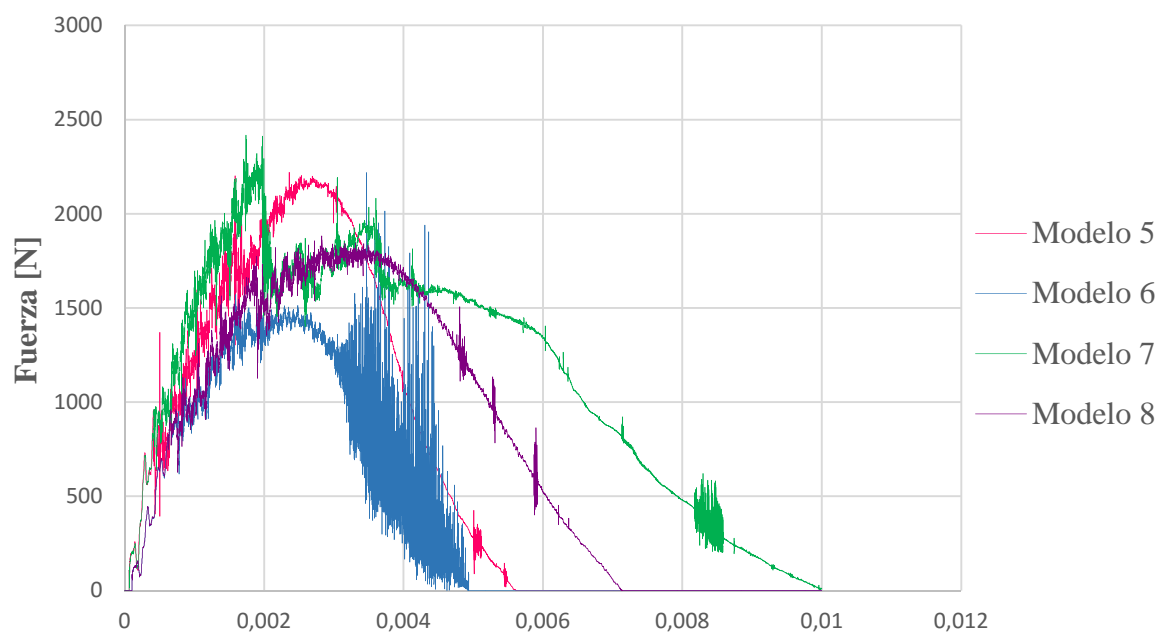
Modelos	Impulso Modelo 5 [N·s]	Impulso Modelo 6 [N·s]	Impulso Modelo 7 [N·s]	Impulso Modelo 8 [N·s]
Originales	6.83147070	4.35834728	11.35731844	7.89132145
Filtrados	6.83600656	4.35819756	11.35734101	7.89131532

Tabla 10. Impulso Modelos 5, 6, 7 y 8 explícitos

En la Figura 31 y en la Figura 32 se muestran las curvas de fuerza frente al tiempo para los 4 modelos con secuencia esta secuencia de apilamiento. En la primera sin aplicar el filtro y en la segunda ya filtradas.

Al igual que para el laminado anterior se puede apreciar que las curvas de los Modelos 5 y 7 son muy similares al inicio del impacto. Esta similitud aparece igualmente para las curvas de los Modelos 6 y 8. Esto se debe a que los Modelos 5 y 7 tienen una velocidad inicial de 3,13 m/s y los Modelos 6 y 8 tienen una velocidad inicial 1.98 m/s. Las curvas empiezan a diferenciarse debido a que la masa de los modelos es diferente (ver tabla 3).

También se puede observar, en la Figura 30 y en la Figura 31, que en el Modelo 7 se producen unos saltos en la curva que indican que el laminado se está rompiendo ya en el momento en el que se rompe hay un salto en la fuerza. Se pueden observar dichos saltos para tiempos 0,00161 segundos y 0,0020 segundos.



Los siguientes resultados que se han obtenido para cada uno de los modelos con esta secuencia de apilamiento de capas son los correspondientes con la energía cinética. Como se ha explicado anteriormente en el apartado 4.2.1 esta puede dividirse en la energía que absorber el laminado de material compuesto y la energía elástica que se disipa en forma de vibraciones.

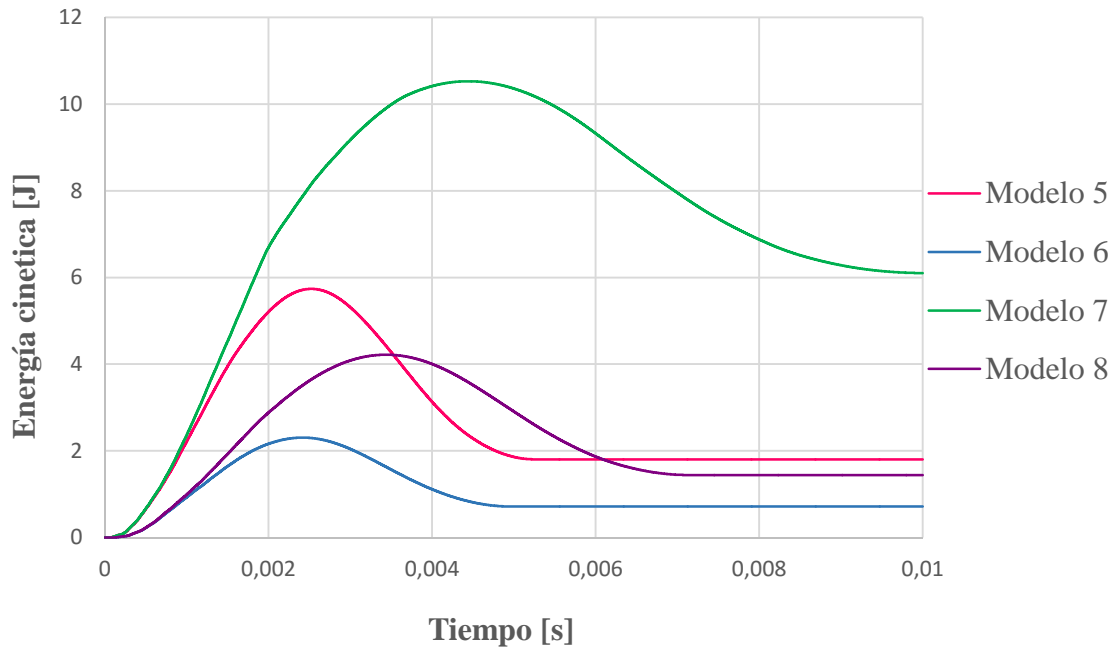


Figura 32. Curva Energía Cinética- Tiempo. Modelos 5, 6, 7 y 8 explícitos

En la figura 32 se pueden observar los resultados de la energía cinética frente al tiempo obtenidos para este laminado para las diferentes configuraciones de masa y velocidades.

Para el Modelo 5 el nivel de energía de impacto es aproximadamente 5.90 Julios y la energía absorbida por el laminado es de 1.81 Julios por lo que aproximadamente el 68% de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Para el Modelo 6 el nivel de energía de impacto es aproximadamente 2.36 Julios y la energía absorbida por el laminado es aproximadamente de 0.71 Julios por lo que aproximadamente el 69 % de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Para el Modelo 7 el nivel de energía de impacto es aproximadamente 10.80 Julios y la energía absorbida por el laminado es aproximadamente de 6.12 Julios por lo que el 43 % de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Para el Modelo 8 el nivel de energía de impacto es aproximadamente 4.32 Julios y la energía absorbida es aproximadamente de 1.44 Julios por lo que el 66% de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Al igual que ocurre para las curvas Fuerza-Tiempo, los Modelos 5 y 7 presentan al inicio del impacto un comportamiento muy parecido de igual modo que para las curvas de los Modelos 6 y 8 al tener la misma velocidad inicial.

Teniendo en cuenta los resultados de estos cuatro modelos, se puede prever que el más dañado va a ser Modelo 7 ya que es el que, proporcionalmente a su masa y velocidad, más energía absorberá el laminado de carbono/epoxi.

Al igual que para el laminado anterior, los siguientes resultados obtenidos son los que relacionan la fuerza con el desplazamiento de los laminados. En las fases iniciales del impacto las curvas estos cuatro modelos tienen la misma forma, que representa el comportamiento no lineal de fenómeno del contacto y cuando la fuerza ha alcanzado su máximo valor las curvas dejan de presentar las oscilaciones iniciales debido a que se han activado los mecanismos de fallo de los laminados. El impactador deja de tener contacto con el disco de material compuesto

En la figura 33 se muestran las curvas fuerza-desplazamiento para los Modelos 5, 6, 7 y 8 calculados por el método explícito. En ella se puede observar como el Modelo 7 es muy diferente al resto de los modelos. Este comportamiento diferente al resto de los modelos ya se había observado para los resultados Fuerza-Tiempo y los resultados de Energía Cinética, ya el nivel de energía de impacto muy superior al del resto de configuraciones.

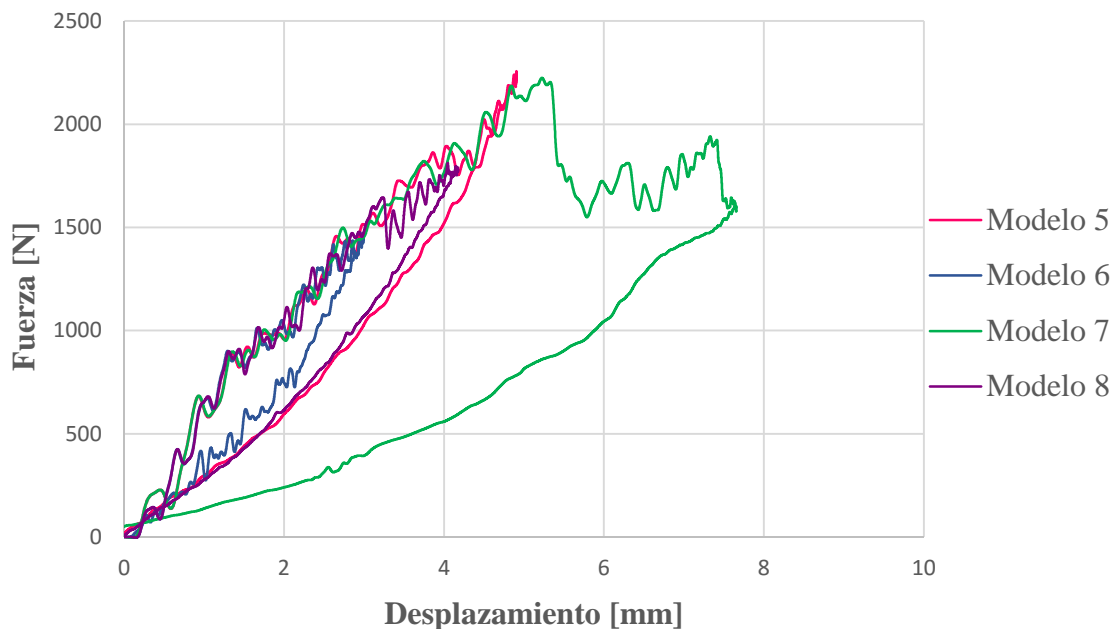


Figura 33. Curva Fuerza-Desplazamiento. Modelos 5, 6, 7 y 8 explícitos

4.3. RESULTADOS MÉTODO IMPLÍCITO

Antes de proceder al análisis de los resultados del método implícito, es conveniente señalar que no se han realizado mediante este método los Modelos 3 y 7 ya que como hemos visto en apartados anteriores, estos modelos se rompen y para los métodos implícitos los elementos eliminados suponen un problema en la convergencia de la solución.

4.3.1 Resultados secuencia de apilamiento [0/90/0/90/0]_s

Como se ha mencionado en el apartado 4.2.1 en este laminado las 10 láminas están dispuestas de forma ortotrópa, es decir, en las dos direcciones ortogonales

Los primeros resultados obtenidos, al igual que para los modelos explícitos, son de la fuerza frente al tiempo. Para reducir el nivel de ruido de los gráficos se ha recurrido al uso del filtro *butterworth*. La tarea de reducir el ruido mediante filtrado no debe de alterar la información principal, por ello se comprueba que la frecuencia es la óptima para realizar el filtrado calculando el impulso de las correspondientes curvas filtradas y sin filtrar.

Los resultados del impulso obtenidos para los modelos son los que se muestran en la tabla 11. Estos resultados no son tan ajustados como los resultados obtenidos en el apartado 4.2.1 y 4.2.2. Con el fin de que todos los modelos estén filtrados a la misma frecuencia no se ha realizado el filtrado para otra frecuencia más óptima.

Modelos	Impulso Modelo 1 [N·s]	Impulso Modelo 2 [N·s]	Impulso Modelo 4 [N·s]
Originales	6.5751	4.4218	7.9048
Filtrados	6.59155	4.4140	7.9015

Tabla 11. Impulso Modelos 1, 2 y 4 implícitos.

En la Figura 34 y en la Figura 35 se muestran las curvas de fuerza frente al tiempo para los 3 modelos. En la primera, sin aplicar el filtro y en la segunda ya filtradas para una frecuencia de 15000 Hercios.

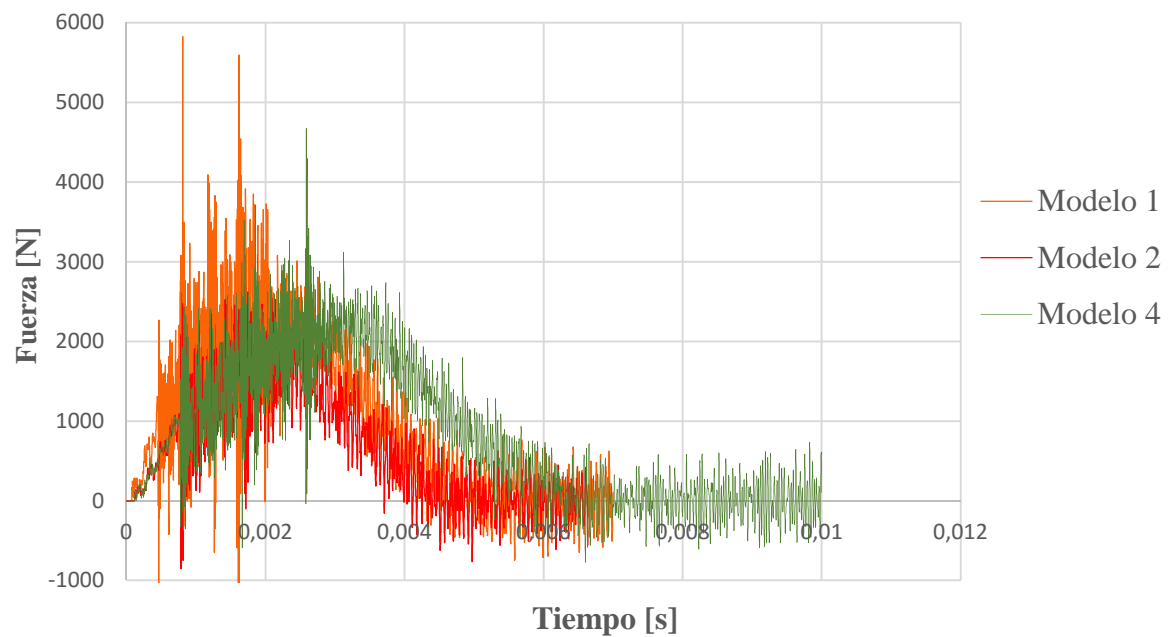


Figura 34. Curva Fuerza-Tiempo. Modelos 1, 2 y 4 implícitos

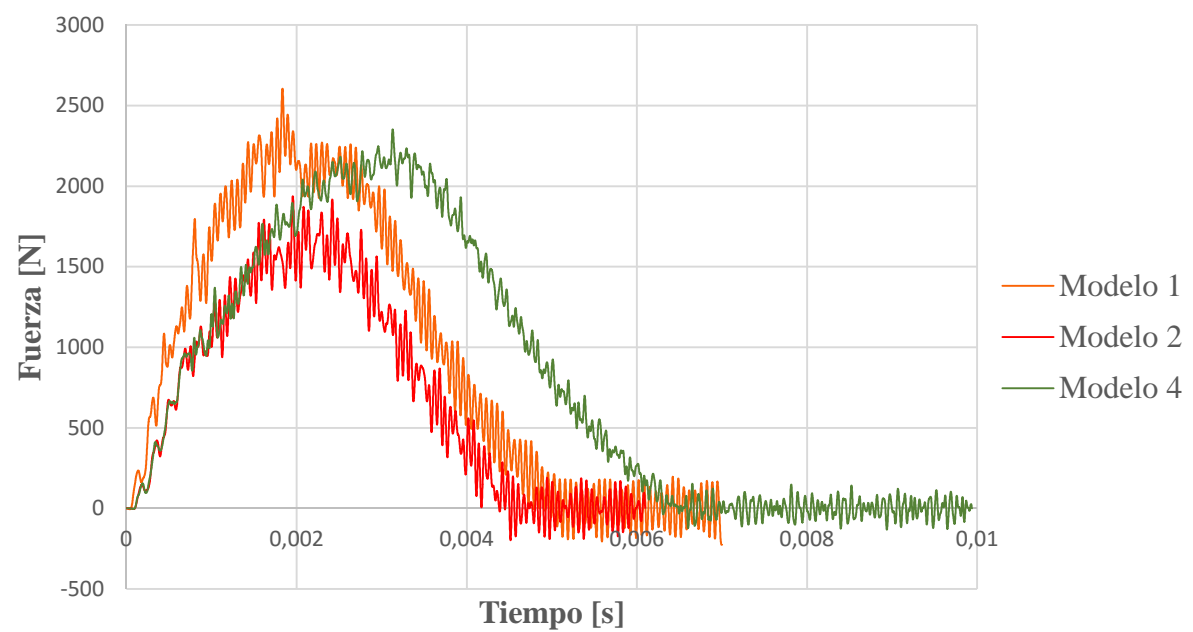


Figura 35. Curva filtrada Fuerza-Tiempo. Modelos 1, 2 y 4 implícitos

En la figura 36 se puede observar los resultados calculados mediante el método implícito de la energía cinética frente al tiempo obtenidos para este laminado para los diferentes modelos.

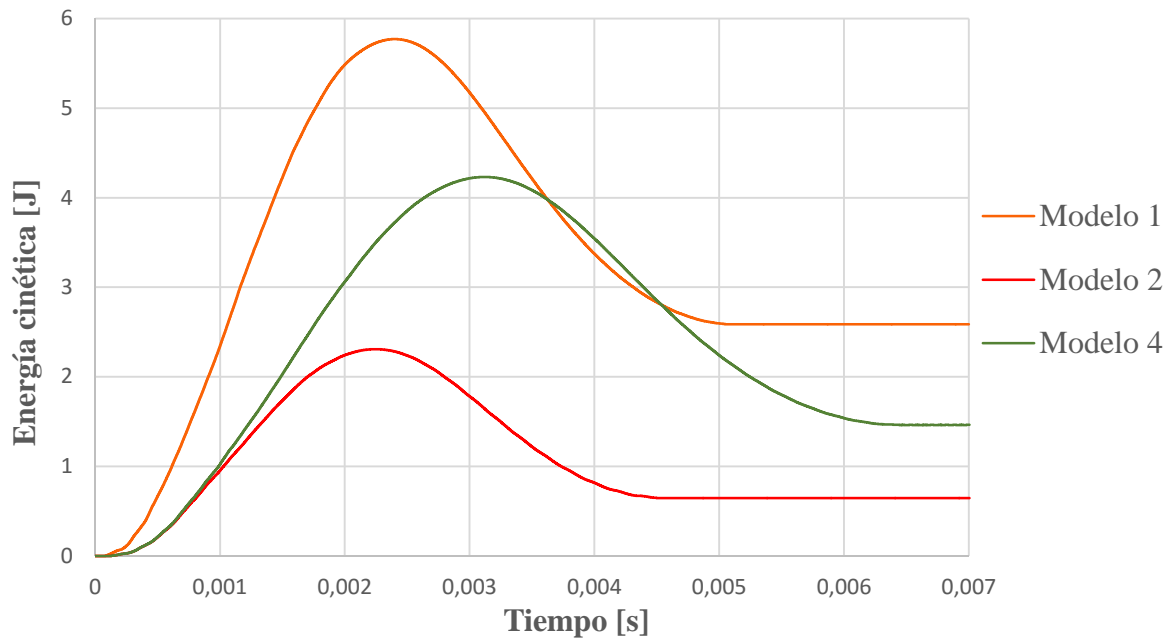


Figura 36. Curva Energía Cinética- Tiempo. Modelos 1, 2 y 4 implícitos

Para el Modelo 1 el nivel de energía de impacto es 5.90 Julios y la energía absorbida por el laminado es aproximadamente de 2.59 Julios por lo que el 56% de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Para el Modelo 2 el nivel de energía de impacto es aproximadamente 2.36 Julios y la energía absorbida por el laminado es aproximadamente de 0.64 Julios por lo que aproximadamente el 73% de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Para el Modelo 4 el nivel de energía de impacto es aproximadamente 4.32 Julios y la energía absorbida es aproximadamente de 1.46 Julios por lo que el 66% de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Finalmente, en la figura 37 se muestran las curvas fuerza-desplazamiento para los Modelos 1, 2 y 4 calculados por el método implícito.

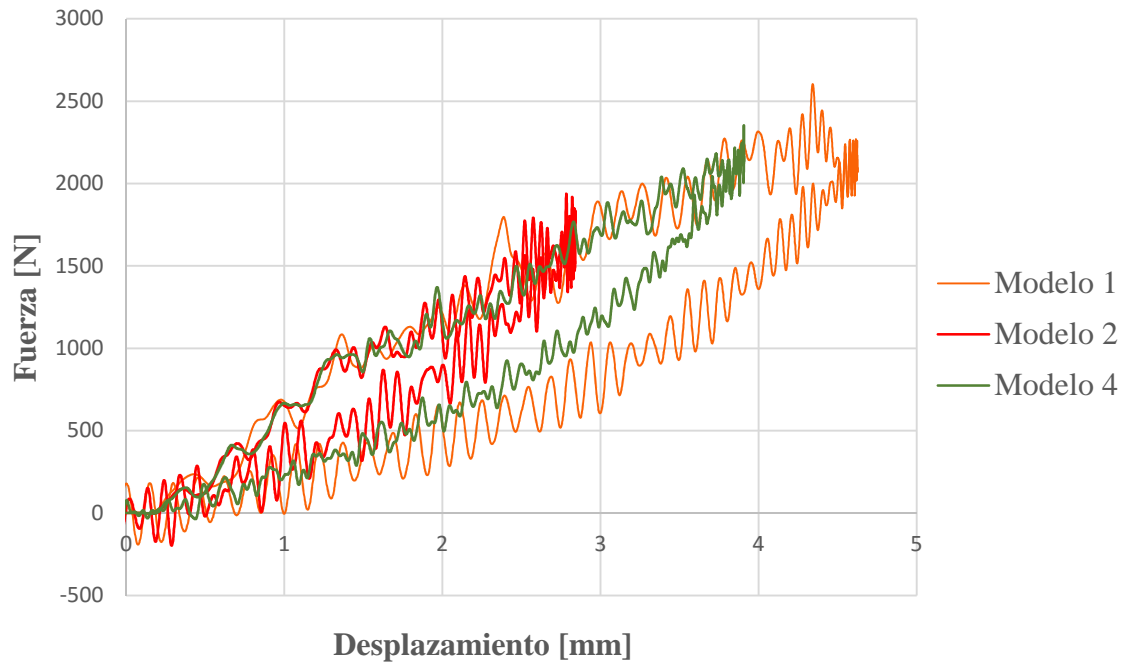


Figura 37. Curva Fuerza-Desplazamiento. Modelos 1, 2 y 4 implícitos

4.3.2 Resultados secuencia de apilamiento [+45/-45/+45/0/90]_s

Para este laminado con una configuración cuasi-isótropa., los primeros resultados obtenidos tras el cálculo mediante el método implícito son de la fuerza frente al tiempo. Estos resultados aparecen con mucho ruido por lo que se han filtrado con el mismo filtro y para la misma frecuencia de 15000 Herzios que los modelos anteriores.

	Impulso Modelo 5 [N·s]	Impulso Modelo 6 [N·s]	Impulso Modelo 8 [N·s]
Modelos originales	6.5261	4.3971	7.8260
Modelos Filtrados	6.5270	4.3974	7.8288

Tabla 12. Impulso Modelos 5, 6 y 8 implícitos

Los resultados del impulso obtenidos para los modelos son los que se muestran en la tabla 12. Estos resultados no son tan ajustados como los resultados obtenidos en el apartado 4.2.1 y 4.2.2. En la Figura 39 se puede observar que para esta frecuencia el modelo 8 sigue apareciendo con mucho ruido pero con el fin de que todos los modelos estén filtrados a 15000 Hercios no se ha realizado el filtrado para otra frecuencia más óptima.

En la Figura 38 y en la Figura 39 se muestran las curvas de fuerza frente al tiempo para los 3 modelos. En la primera, sin aplicar el filtro y en la segunda ya filtradas.

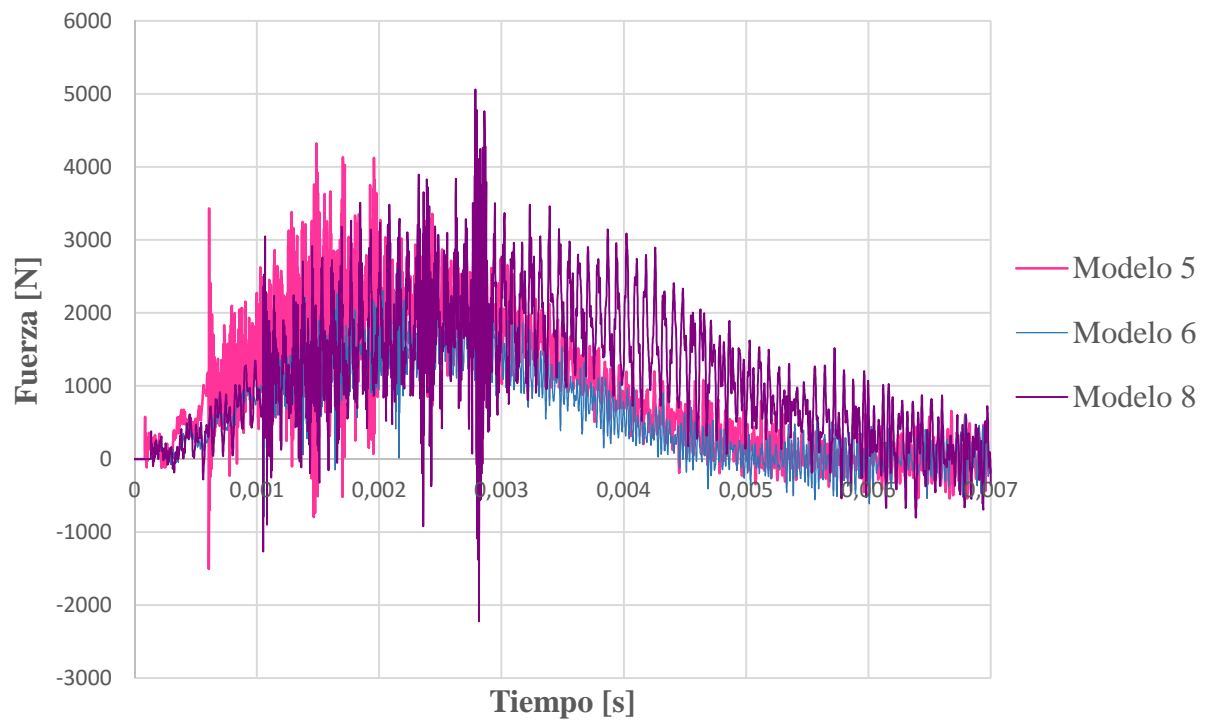


Figura 38. Curva Fuerza-Tiempo. Modelos 5, 6 y 8 implícitos

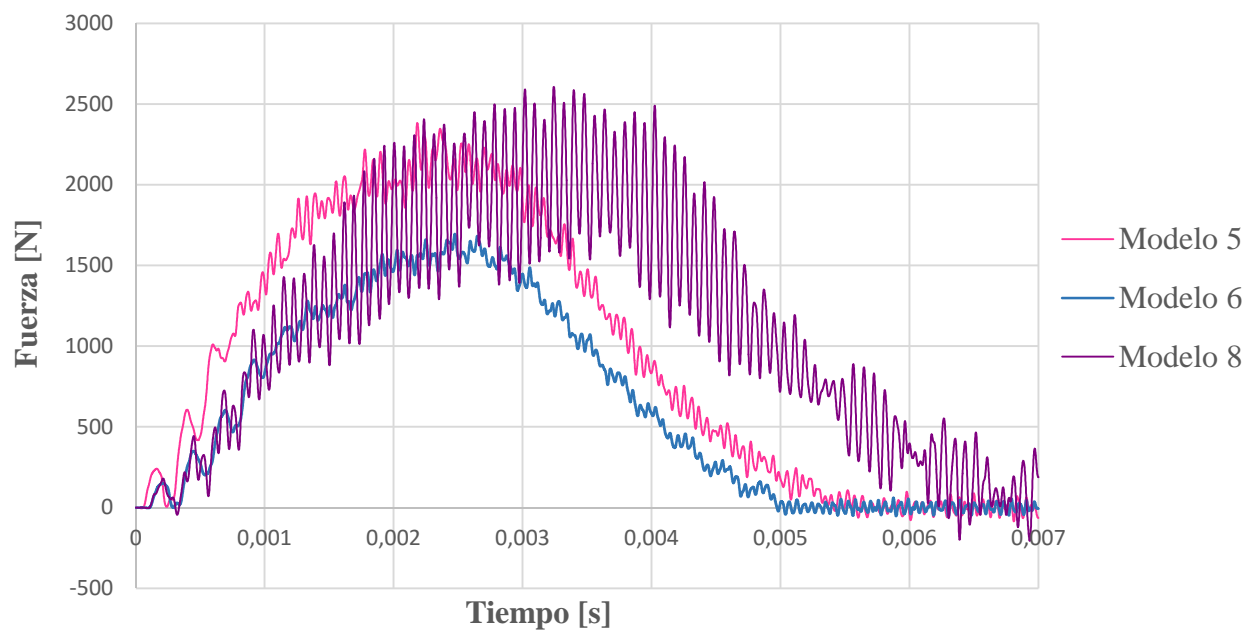


Figura 39. Curva Fuerza-Tiempo Filtrada. Modelos 5, 6 y 8 implícitos

En la figura 40 se puede observar los resultados mediante el método implícito de la energía cinética frente al tiempo obtenidos para este laminado para los diferentes modelos.

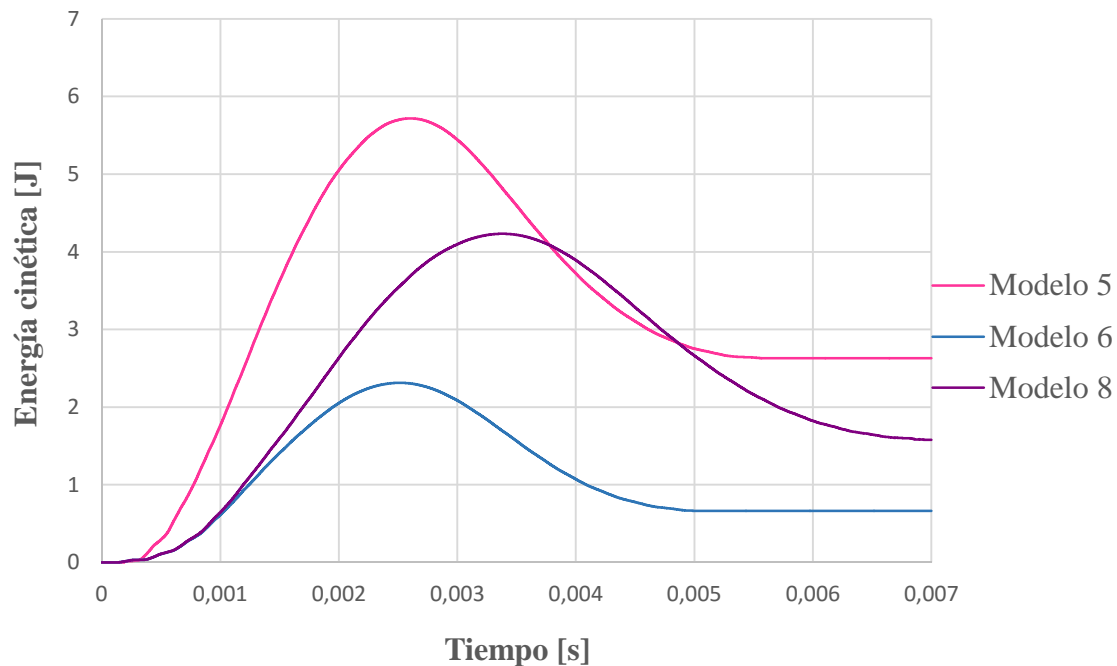


Figura 40. Curva Energía Cinética- Tiempo. Modelos 5, 6 y 8 implícitos

Para el Modelo 5 el nivel de energía de impacto es 5.90 Julios y la energía absorbida por el laminado es aproximadamente de 2.63 Julios por lo que el 55% de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Para el Modelo 6 el nivel de energía de impacto es aproximadamente 2.36 Julios y la energía absorbida por el laminado es aproximadamente de 0.66 Julios por lo que aproximadamente el 72% de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Para el Modelo 8 el nivel de energía de impacto es aproximadamente 4.32 Julios y la energía absorbida es aproximadamente de 1.58 Julios por lo que el 63% de la energía de impacto se ha convertido en vibraciones elásticas.

Finalmente, en la figura 41 se muestran las curvas fuerza-desplazamiento para los Modelos 5, 6 y 8 calculados por el método implícito.

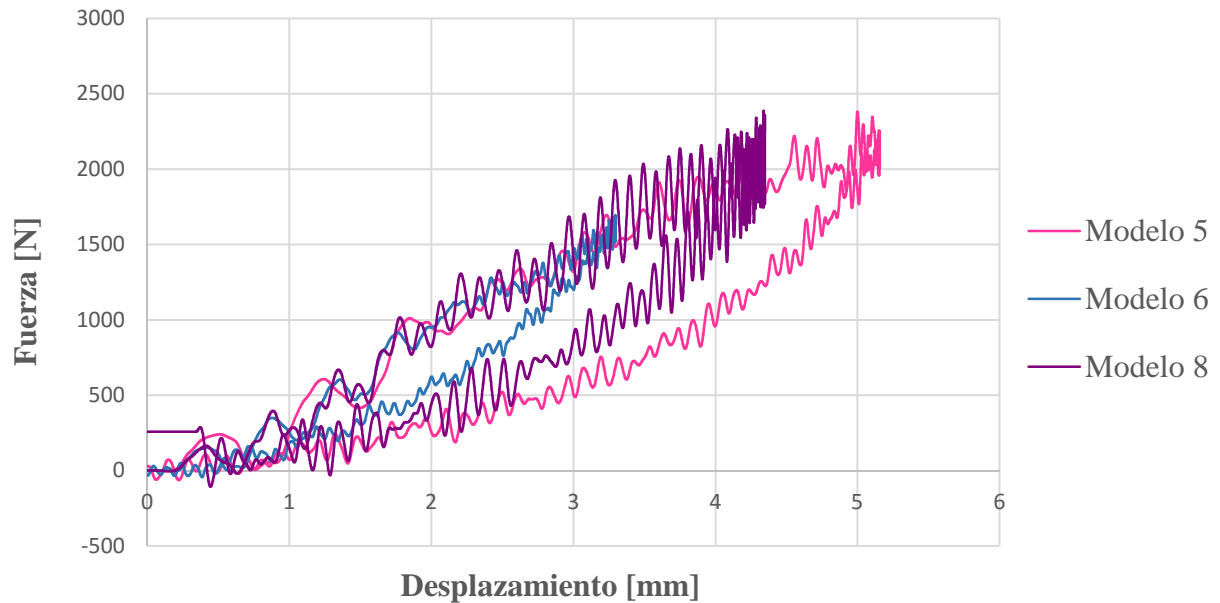


Figura 41 Curva Fuerza-Desplazamiento. Modelos 5, 6 y 8 implícitos

4.4 COMPARACIÓN DE RESULTADOS

4.4.1 Según la secuencia de apilamiento.

A continuación se realizará una comparación de los resultados obtenidos anteriormente para las dos secuencias de apilamiento simuladas.

El daño del material compuesto se podría observar en ensayos experimentales sobre laminados de material compuesto, con técnicas de inspección. Estas técnicas se han desarrollado para determinar la cuantía del daño del material. De esta forma se puede saber si el material puede ser reparado o tendría que ser directamente desechado. Existen varios métodos de inspección: inspección visual, inspección por ultrasonidos, inspección radiográfica y termografía de infrarrojos. Como no se ha realizado experimentalmente los ensayos podemos observar el daño del material con los resultados obtenidos por Abaqus para el fallo de la matriz tendrían un aspecto similar a al obtenido por inspección por ultrasonidos, en particular C-Scan. Un ultrasonido es una onda mecánica que oscila en frecuencias más altas que las audibles por el oído humano. Esta onda se envía al interior del componente mecánico que se quiere inspeccionar y rebota en los lugares donde se encuentren discontinuidades debidas a defectos del propio material o ocasionados tras el impacto y recogiendo la información acerca de la ubicación y tamaño de dicha discontinuidad. El C-Scan o barrido C muestra dicha información de manera bidimensional, con un código de colores que representa la profundidad o espesor del material.

En la literatura hay muchas aplicaciones técnica C-Scan para la inspección de materiales compuestos, principalmente en los sistemas de carbono/epoxi, el uso extendido de estos materiales en estructuras avanzadas justifica el coste de dichas inspecciones. Esta técnica se ha utilizado para la caracterización de las delaminaciones [23], para detectar daños por impacto en laminados carbono/epoxi [24], para caracterizar la distribución, tamaño y forma de los huecos en el material compuesto [25] y para revelar algunas de las características de interfase de fibra/matriz [26].

Para realizar la comparación de los modelos según la secuencia de apilamiento de las capas de material compuesto, lo más conveniente es comparar los resultados en cuanto a energía absorbida por el laminado, es decir comparar los resultados de la energía cinética obtenida para cada modelo. Si se comparan los resultados de la energía cinética entre modelos con el mismo nivel de energía de impacto, es decir, para las misma velocidad inicial y masa del impactador, podemos comprobar que para el laminado [0/90/0/90/0]s la energía absorbida por el laminado es menor que para el laminado [+45/-45/+45/0/90]s para los modelos 3 y 7 respectivamente. Para el resto de los modelos, a pesar de que la secuencia de apilamiento es diferente, la energía absorbida por los laminados con la misma energía de impacto es muy similares (Tabla 11)

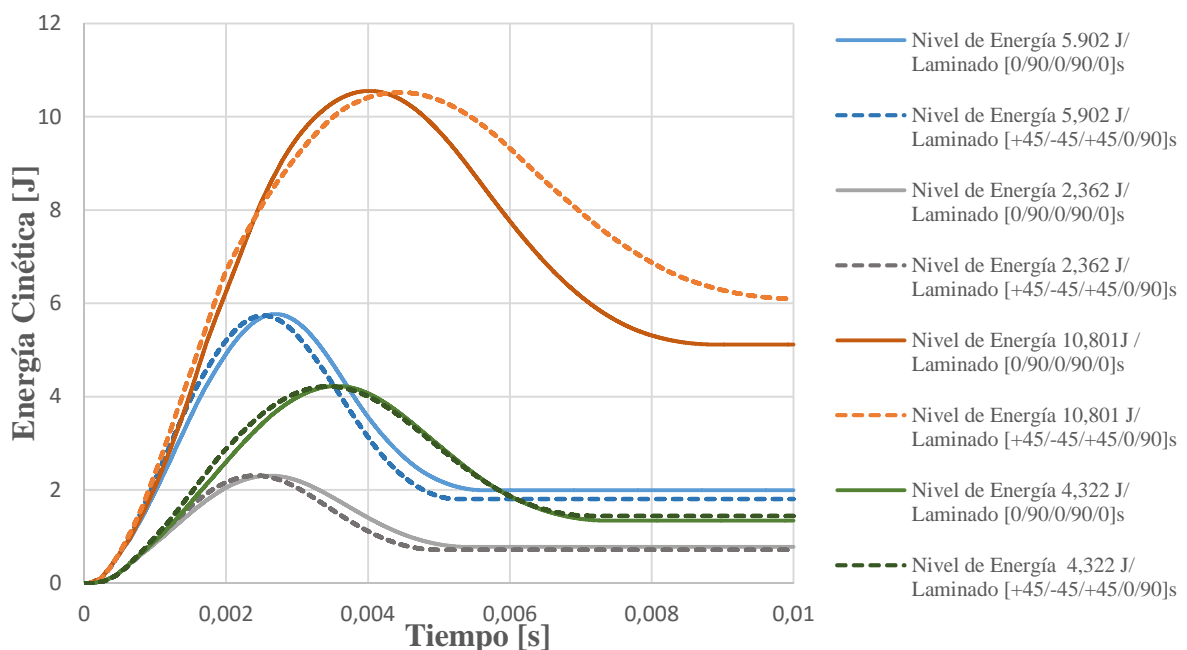


Figura 42. Comparativa Energía Cinética según la secuencia de apilamiento

En cuanto al daño producido, se sabe que el daño interlaminar se considera el principal mecanismo de fallo tras un impacto de baja velocidad. Este daño interlaminar provoca que se propaguen las delaminaciones, pero al no haber incluido en la simulación el cohesivo no se pueden ver las delaminaciones en los resultados. El daño previo a las delaminaciones es el fallo de la matriz del laminado.

El daño de la matriz tiene la misma forma que tendría la delaminación. Esta forma es característica para materiales compuestos y se muestra el daño con forma de “cáscara cacahuete” orientado en la misma dirección que las fibras de cada capa (ver anexos)

Para los Modelos 1, 2, 3 y 4 se puede ver como el daño de la fibra se produce en la dirección X (ver anexos, 1, 2, 3 y 4). La capa mostrada en los anexos correspondientes a estos modelos es la capa en la que la fibra está colocada a 0° . Se puede ver que el daño producido en la fibra a tracción se produce justo en el centro del laminado donde se produce el impacto. También se aprecia que el fallo de la matriz es mayor a tracción que a compresión ya que en el punto de impacto estas sometiendo al disco de material compuesto a tracción.

Para los Modelos 5, 6, 7 y 8 se puede ver como el daño de la fibra se produce en la dirección Y (ver anexos, 5, 6, 7 y 8). La capa mostrada en los anexos correspondientes a estos modelos es la capa en la que la fibra está colocada a 90° . Al igual que para el otro laminado se puede observar que el daño producido en la fibra a tracción se produce justo en el centro del laminado donde se produce el impacto y se aprecia que el fallo de la matriz es mucho mayor a tracción que a compresión.

Es importante destacar, que en los Modelos 3 y 7 se pueden ver ciertos elementos en blanco (Anexos 3 y 7), esto se debe a que Abaqus ha eliminado los elementos que se han roto. Como se veía en los resultados Fuerza-Tiempo, Energía Cinética-Tiempo, Fuerza-Desplazamiento para estos dos modelos, independientemente de la secuencia de apilamiento de las capas, los laminados no aguantan el impacto a baja velocidad.

4.4.2 Según el método de cálculo

Es importante destacar que los cálculos con el método implícito resultan más complejos que con el método explícito, pero el grado de semejanza de los resultados obtenidos con los que se obtendrían en un ensayo experimental es mucho mayor. Los métodos explícitos acumulan error, ya que resuelven las ecuaciones con los resultados obtenidos del paso anterior, mientras que los métodos implícitos resuelven las ecuaciones para todo el modelo en su conjunto.

El análisis usando el método implícito es el recomendado cuando se estudian problemas cuya respuesta es no lineal. Como en el caso de un impacto a bajas velocidades se producen grandes deformaciones hay que tener en cuenta la no linealidad geométrica, por lo que es importante, que para estos modelos este activada (NLGOM=ON). Este tipo de solución es costosa y pueden presentarse problemas de convergencia, como ocurre para los modelos 3 y 7 de los cuales se sabe, por los resultados del método explícito, que no soportan el impacto y se rompen.

En el apartado 3.1.2 se ha indicado que el gasto computacional por incremento de un método implícito es mucho mayor que la de un método explícito. Los tiempos de cálculo para los modelos implícitos son notablemente superiores a los del método explícito tal y como se puede apreciar en la figura 43.

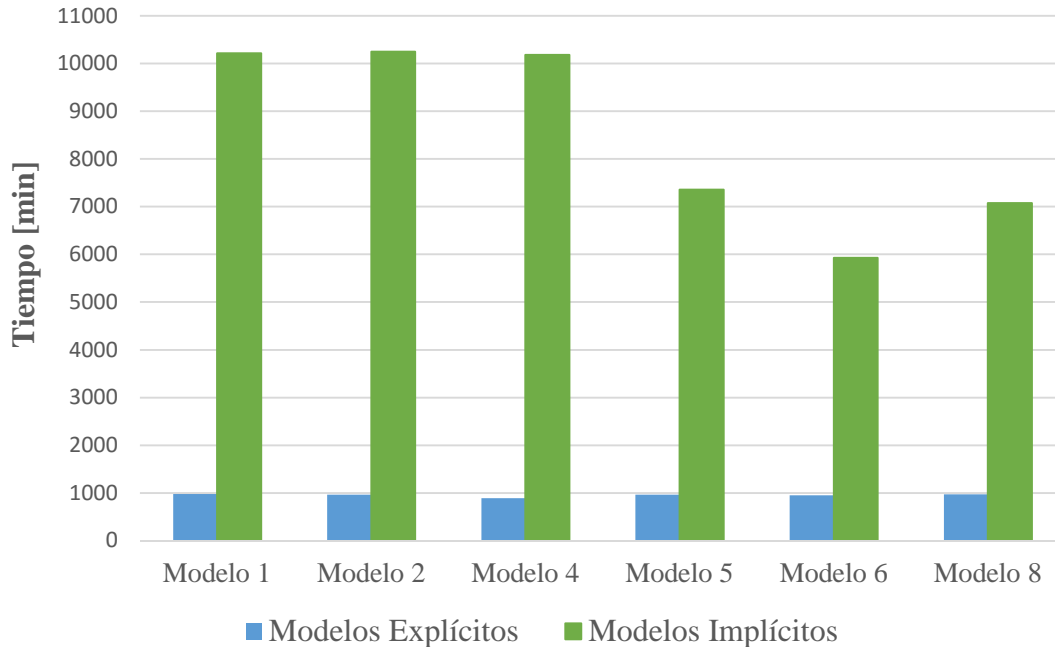


Figura 43. Comparativa Tiempo de Cálculo

Para realizar las simulaciones se han utilizado 4 procesadores. Los tiempos de cálculo para los modelos explícitos se encuentran en torno a los 1000 minutos. Para los modelos implícitos se pueden apreciar más diferencias entre los tiempos de cálculo, esto puede deberse a que a medida que ciertos modelos se han terminado de calcular, el uso de los recursos del ordenador se ha reducido, disminuyendo así el tiempo de cálculo.

Para realizar la comparación de resultados para los dos métodos de cálculo, al igual que para el apartado 4.4.1, lo más conveniente es comparar los resultados en cuanto a energía absorbida por el laminado, es decir comparar los resultados de la energía cinética obtenida para cada modelo.

En la figura 43 se muestra los resultados de energía cinética para el laminado con secuencia de apilamiento [0/90/0/90/0]s. En ella se muestra un ligero desfase de las curvas obtenidas mediante el método explícito respecto de las del implícito.

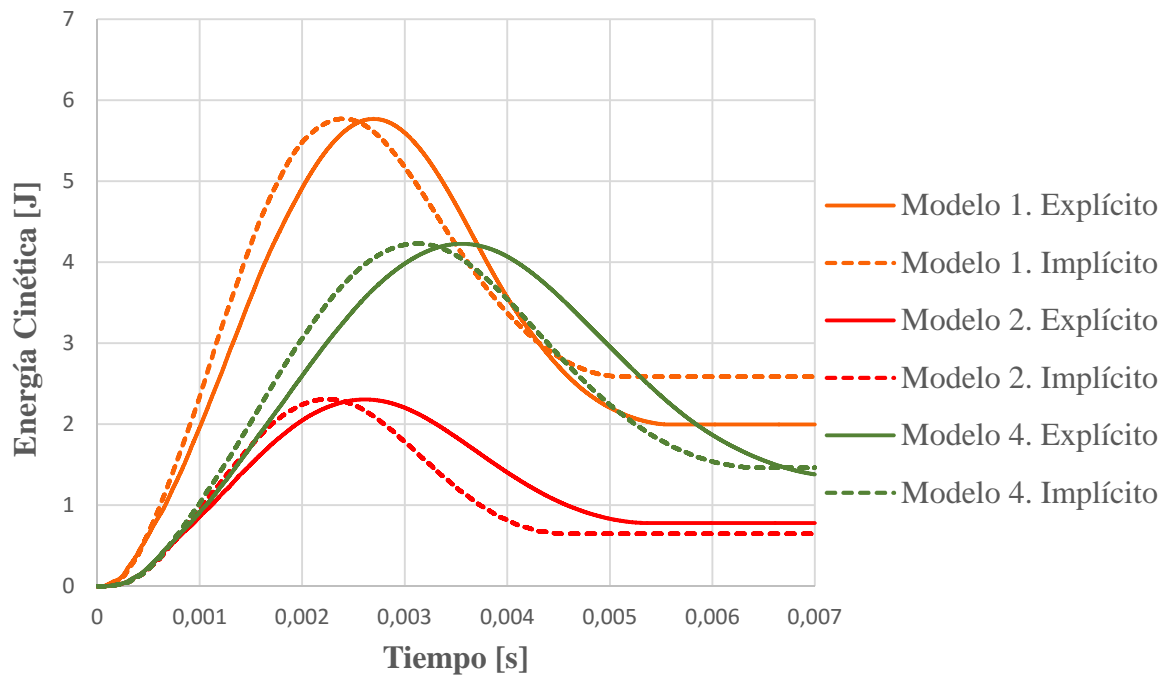


Figura 44. Comparativa Energía Cinética según el método de cálculo. Laminado $[0/90/0/90/0]_s$

Del mismo modo, en la figura 44 se muestran los resultados de energía cinética para el laminado con secuencia de apilamiento $[+45/-45/+45/0/90]_s$. Para este laminado las diferencias entre el método explícito e implícito son menores que para el laminado anterior.

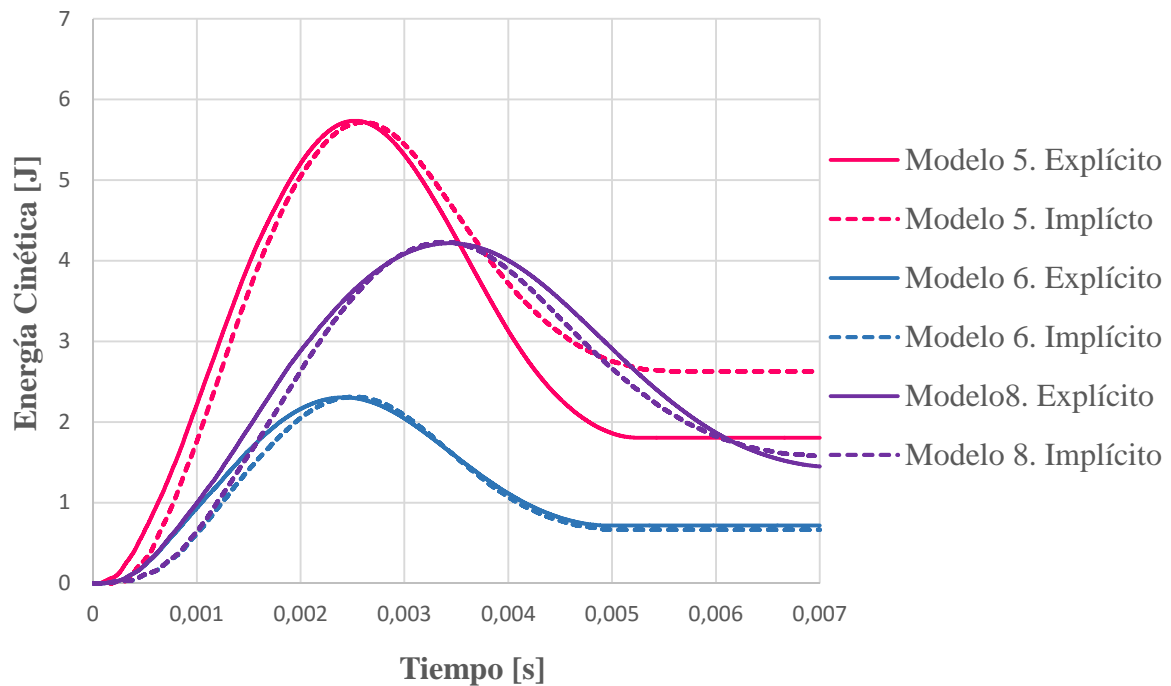


Figura 45 Comparativa Energía Cinética según el método de cálculo. Laminado $[+45/-45/+45/0/90]_s$

En cuanto al daño producido, al igual que para los modelos calculados mediante el método explícito, se puede ver en los anexos correspondientes que el daño de la matriz que precede a la delaminación tiene la forma típica “cáscara de cacahuete”.

Se puede observar en el Anexo 10, que para el modelo 2 implícito no se produce daño de la fibra a compresión, mientras que para este mismo modelo, calculado por el método explícito sí que se producía daño (Anexo 2).

Capítulo 5

Presupuesto

5.1 PRESUPUESTO

En este capítulo se establece el presupuesto aproximado necesario para la realización de este estudio sobre los impactos a baja velocidad sobre materiales compuestos. Por una parte se encuentran los gastos debido a material electrónico y equipos necesarios, y por otro lado están los debidos a la mano de obra.

El equipo utilizado para realizar las modelizaciones numéricas es un potente ordenador capaz de realizar cálculos con varios procesadores. Este equipo se compone de 16 procesadores que permiten realizar cálculos en un tiempo inferior al de un ordenador convencional. Además, se requiere de una licencia especial de Abaqus con capacidades superiores a la licencia académica. Esta licencia tiene una duración de 1 año y está limitada para el cálculo de un máximo de 250.000 nodos.

Por otro lado, se calcula que el número de horas que se han dedicado a este proyecto son aproximadamente un total de 450 horas. El precio aproximado por hora del ingeniero es de 15 €/hora y se ha tenido en cuenta el tiempo de formación necesario para la realización de este TFG.

Finalmente, se deben de tener en cuenta una serie de gastos indirectos como el coste de luz, el mantenimiento y la instalación de los equipos, etc.

En la Tabla 5.1 se muestra el desglose del coste debido al presupuesto.

PRESUPUESTO		
Concepto	Duración	Precio
Equipo	-	5.000 €
Licencia	1 año	1.000 €
Personal	450 horas	6.750 €
Formación	200 horas	500 €
Gastos Indirectos	-	750 €
Total	5 meses	14.000 €

Tabla 13. Presupuesto

Capítulo 6

Conclusión y trabajos futuros

6.1 CONCLUSIÓN

La aplicación de materiales compuestos se ha extendido en los últimos años, lo que ha supuesto un progreso para la industria aeronáutica, aeroespacial y automovilística y un impulso para otras industrias como la industria deportiva. El alto coste de producción de estos materiales ha supuesto una barrera para expandirse en estas nuevas industrias. Reducir los costes de obtención de laminados favorecería el uso de este tipo de materiales y el desarrollo de los mismos.

El objetivo principal de este Trabajo Fin de Grado es estudiar el comportamiento del laminado de material compuesto carbono/epoxi dependiendo de la orientación de las láminas que lo componen, así como del método de cálculo empleado para realizar la simulación. Por lo tanto las conclusiones más importantes que se pueden obtener del estudio realizado en este proyecto son las siguientes:

- La magnitud y el tipo de mecanismo de fallo dependen de muchos factores entre los que destaca la masa y la velocidad del impactador (nivel de energía de impacto), pero del mismo modo pueden influir la geometría del impactador, la geometría del laminado y la secuencia de apilamiento de las capas del material compuesto.
- Se ha comprobado que la secuencia de apilamiento solo resulta relevante para casos en los la energía de impacto es elevada y se produce rotura del laminado. Para los casos en los que el laminado no se rompe los modelos presentan una respuesta al impacto similar independientemente de que una tengan una configuración ortótropa o cuasi-isótropa.
- El daño interlaminar es el principal mecanismo de fallo que se produce tras un impacto de baja velocidad, este tipo de daño hace que se propaguen las delaminaciones. Al no haber incluido en la simulación el cohesivo no podemos ver las delaminaciones en los resultados pero si su daño previo: el fallo de la matriz del laminado.
- Se ha comprobado que el gasto computacional por incremento de un método implícito es mucho mayor que la de un método explícito, por ello los tiempos de cálculo de los modelos para los modelos implícitos han sido mucho mayores que para los explícitos.

6.2 TRABAJOS FUTUROS

Para ampliar el estudio realizado en este TFG se proponen algunas líneas de trabajo que completaran esta investigación sobre el comportamiento de los materiales compuestos y el método de cálculo utilizado:

- Ampliar los rangos de los parámetros estudiados en este proyecto: velocidad inicial del impactador, masa y diámetro del impactador y configuraciones del laminado.
- Desarrollar los modelos experimentalmente. Se podrían realizar los ensayos en la torre de caída de peso para laminados con la misma secuencia de apilamiento de capas que las propuestas y así poder comparar los resultados obtenidos numéricamente con los obtenidos experimentalmente. De igual manera, con los resultados experimentales se podría establecer cuál de los métodos de cálculo, explícito o implícito, es mejor para realizar este tipo de simulaciones teniendo en cuenta los resultados reales.
- Implementar una subrutina para simular los mecanismos de fallo del material compuesto en vez de usar el criterio de Hashin. El comportamiento dinámico de los materiales compuestos es muy complejo ya que son muchos los fenómenos que concurren durante el fallo por el impacto. Utilizando una subrutina puedes predecir el comportamiento del material con mayor exactitud, ya que de momento no existe ningún criterio de fallo que unifique los demás criterios y todavía se trabaja en la combinación de los criterios de fallos desarrollados por otros investigadores.
- Añadir a los modelos placas de material cohesivo. Como se ha indicado en el apartado 2.3.3, en los materiales compuestos entre a fibra y la matriz aparece lo que se denomina interfase. Esta interfase se puede simular en Abaqus creando una capa de material cohesivo por cada una de las láminas de material compuesto con las propiedades correspondientes. De esta forma el material simulado tendría unas características y unas propiedades más próximas a las del material compuesto real.
- Introducir propiedades plásticas al aluminio para determinar la influencia de la plasticidad del material del impactador en el impacto a baja velocidad.

Anexos

ANEXO 1: MODELO 1-EXPLÍCITO

Modelo 1	
Secuencia de apilamiento	[0/90/0/90/0]s
Masa [kg]	1.205
Velocidad [m/s]	3.130
Energía de impacto [J]	5.902

Tabla 14.Tabla resumen
Modelo 1-Explícito

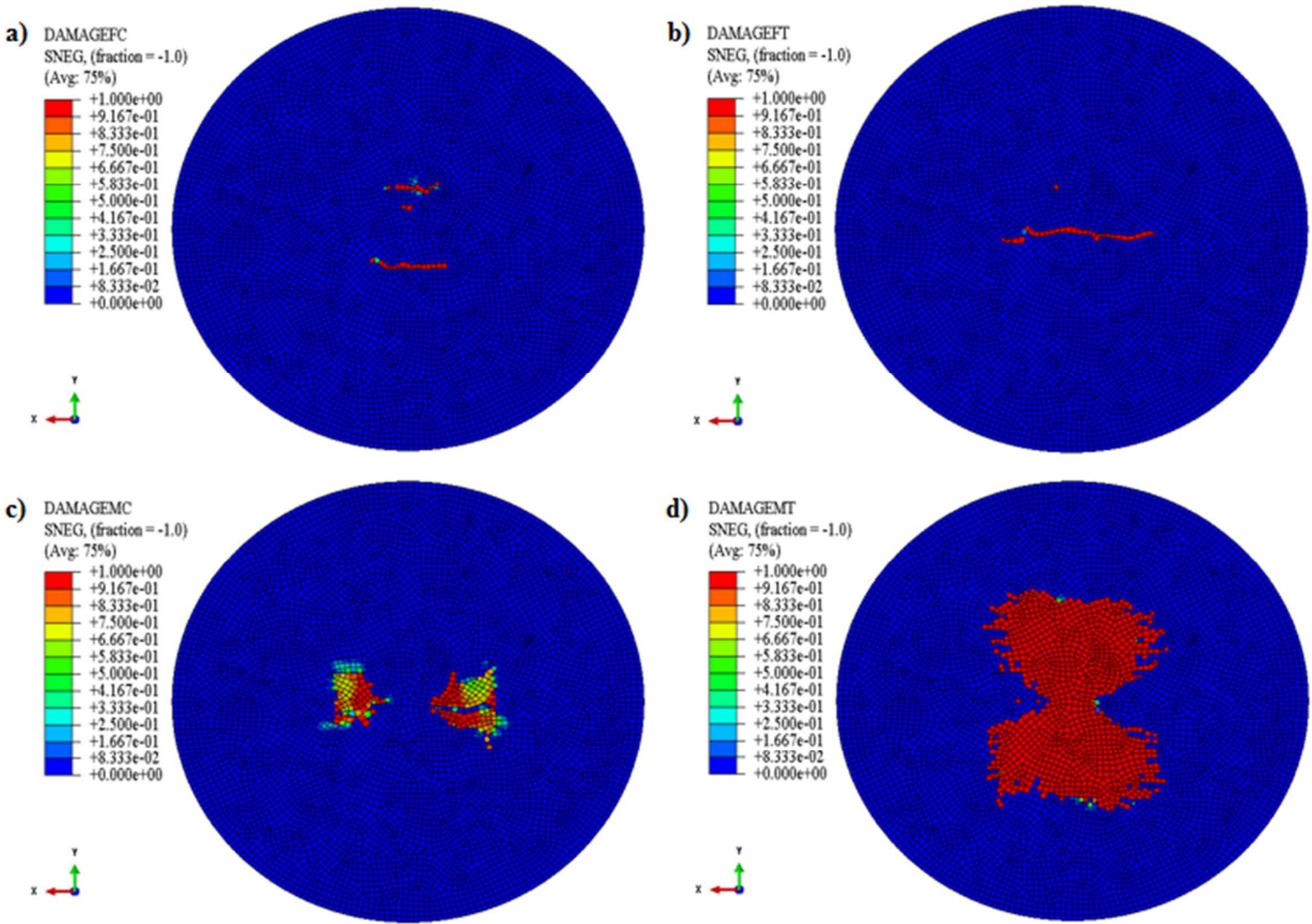


Figura 46. Modelo 1-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

ANEXO 2: MODELO 2-EXPLÍCITO

Modelo 2	
Secuencia de apilamiento	[0/90/0/90/0]s
Masa [kg]	1.205
Velocidad [m/s]	1.980
Energía de impacto [J]	2.362

Tabla 15. Tabla resumen Modelo 2-Explícito

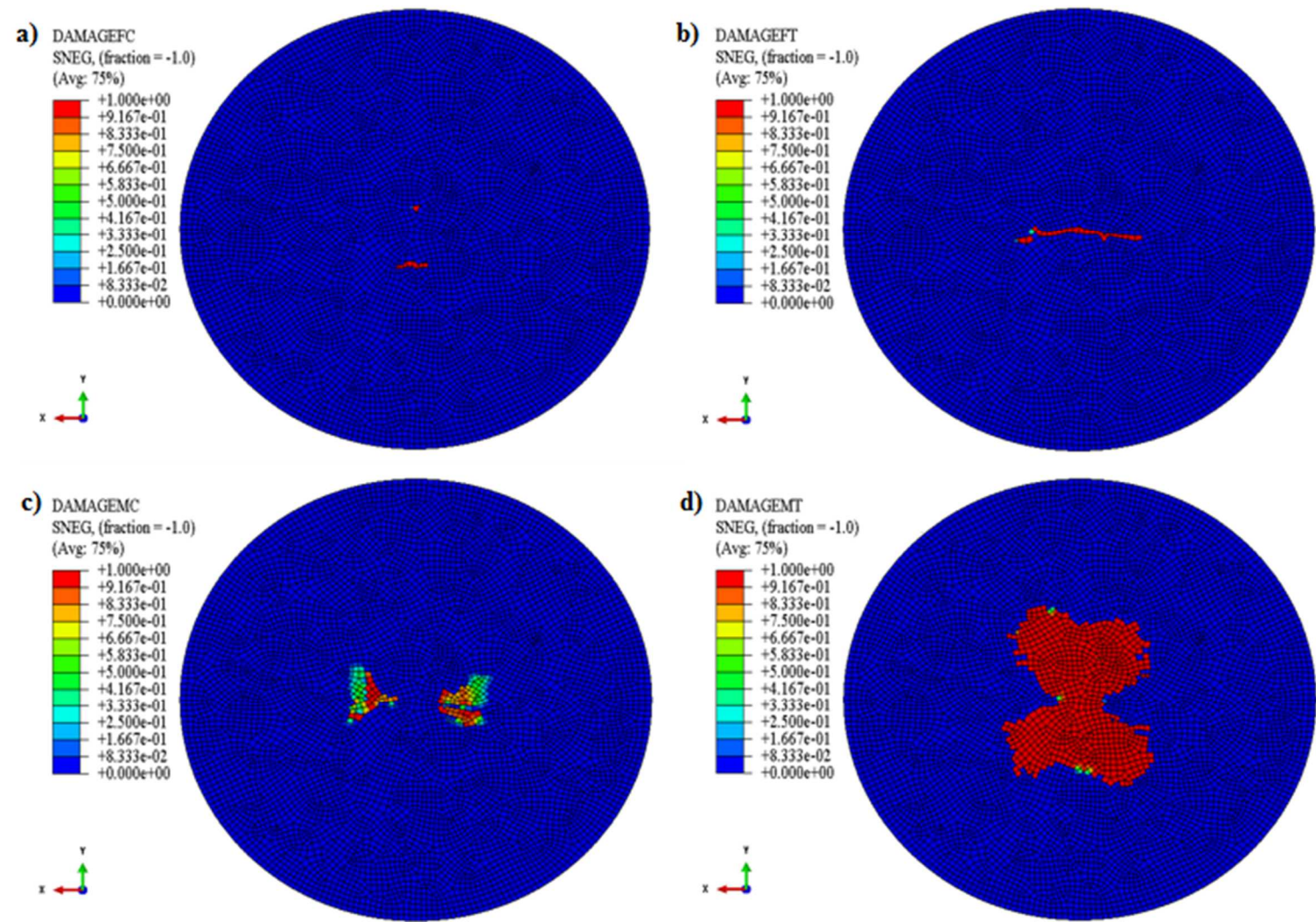


Figura 48 Modelo 2-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

ANEXO 3: MODELO 3-EXPLÍCITO

Modelo 3	
Secuencia de apilamiento	[0/90/0/90/0]s
Masa [kg]	2.205
Velocidad [m/s]	3.130
Energía de impacto [J]	10.801

Tabla 16. Tabla resumen
Modelo3- Explícito

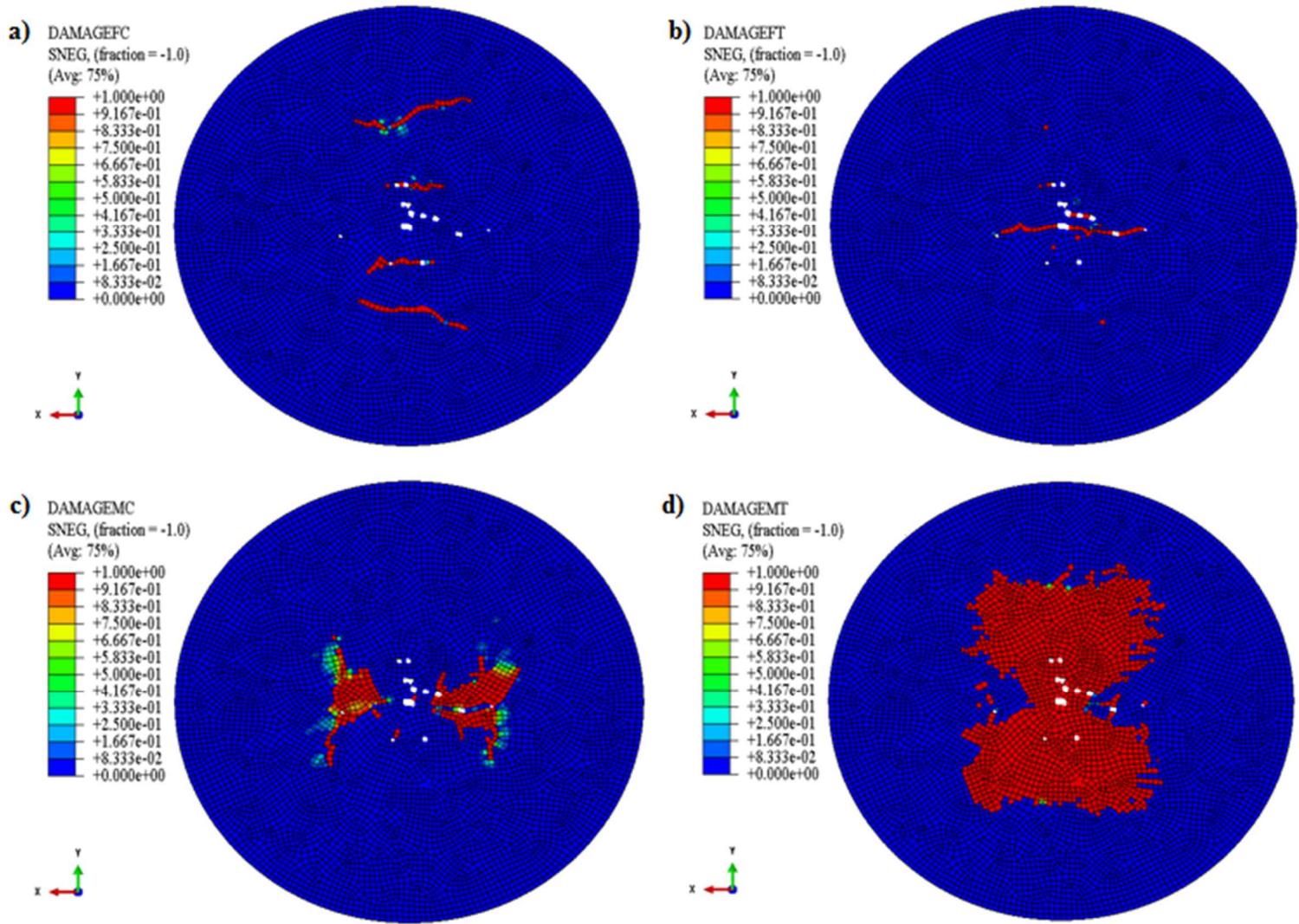


Figura 49. Modelo 3-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

ANEXO 4: MODELO 4-EXPLÍCITO

Modelo 4	
Secuencia de apilamiento	[0/90/0/90/0]s
Masa [kg]	2.205
Velocidad [m/s]	1.980
Energía de impacto [J]	4.322

Tabla 17. Tabla resumen Modelo 4-Explícito

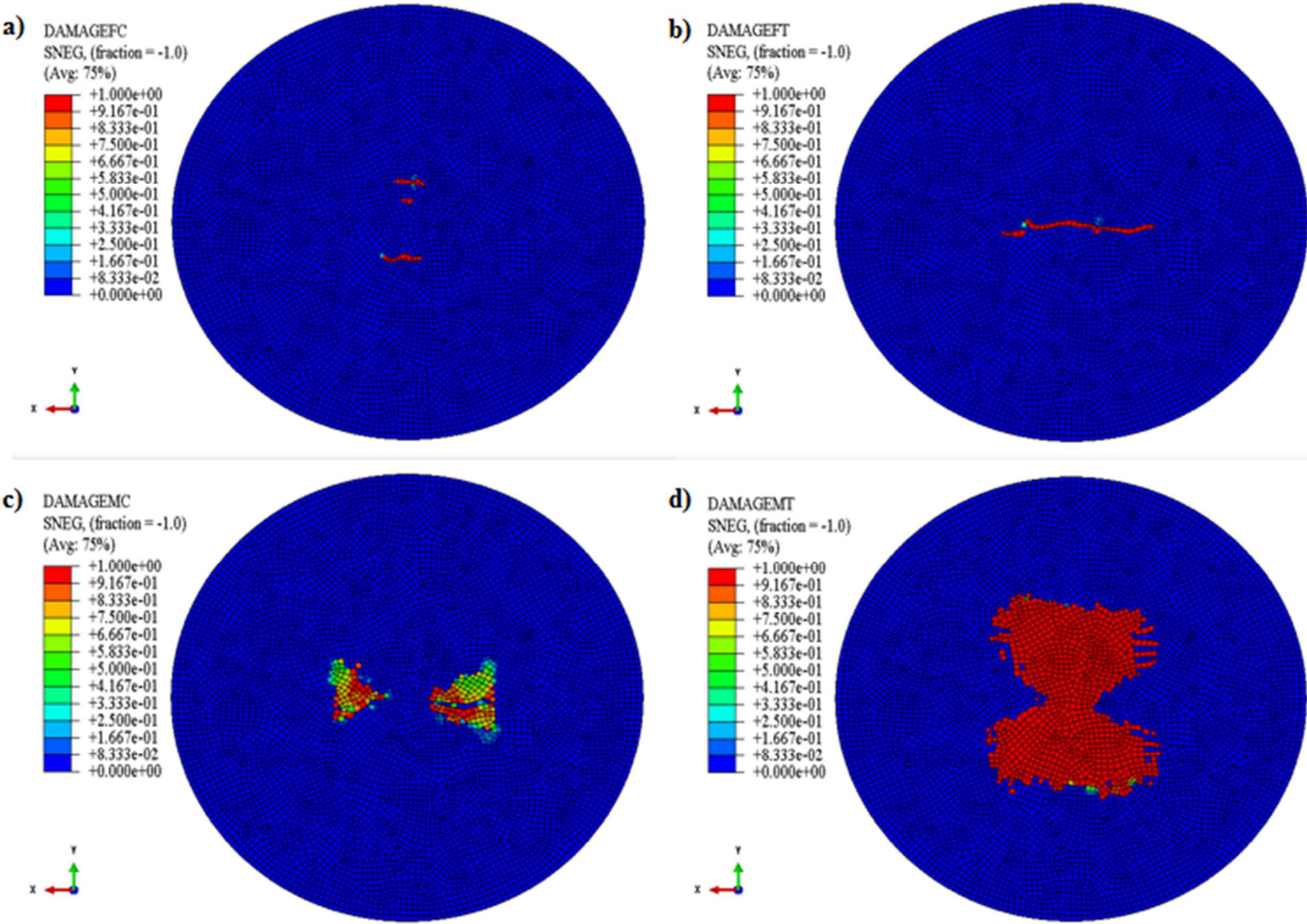


Figura 50. Modelo 4-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

ANEXO 5: MODELO 5-EXPLÍCITO

Modelo 5	
Secuencia de apilamiento	[+45/-45/+45/0/90]s
Masa [kg]	1.205
Velocidad [m/s]	3.130
Energía de impacto [J]	5.902

Tabla 18. Tabla resumen Modelo5-Explícito

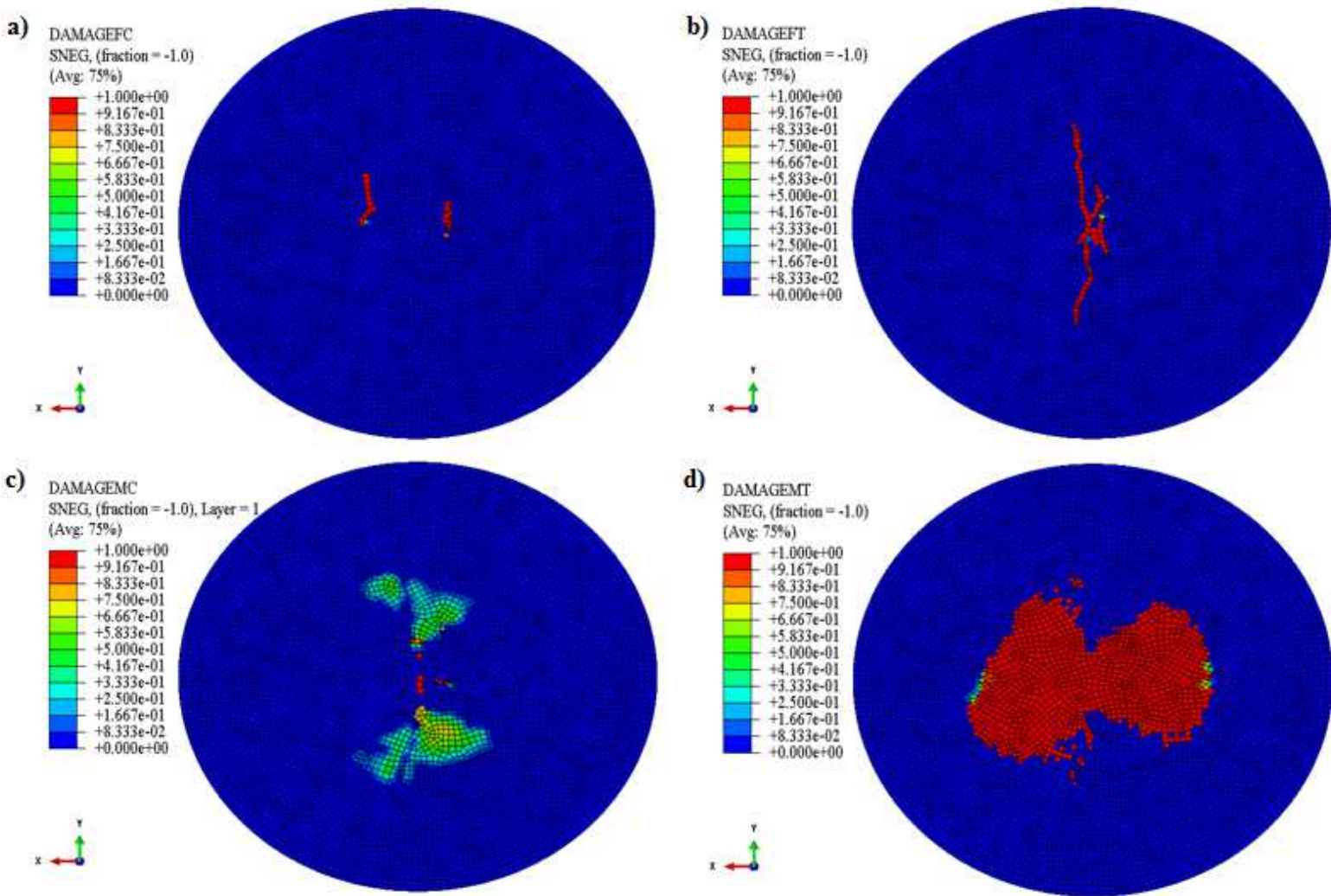


Figura 51.Modelo 5-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

ANEXO 6: MODELO 6-EXPLÍCITO

Modelo 6	
Secuencia de apilamiento	[+45/-45/+45/0/90]s
Masa [kg]	1.205
Velocidad [m/s]	1.980
Energía de impacto [J]	2.362

Tabla 19. Tabla resumen
Modelo 6-Explícito

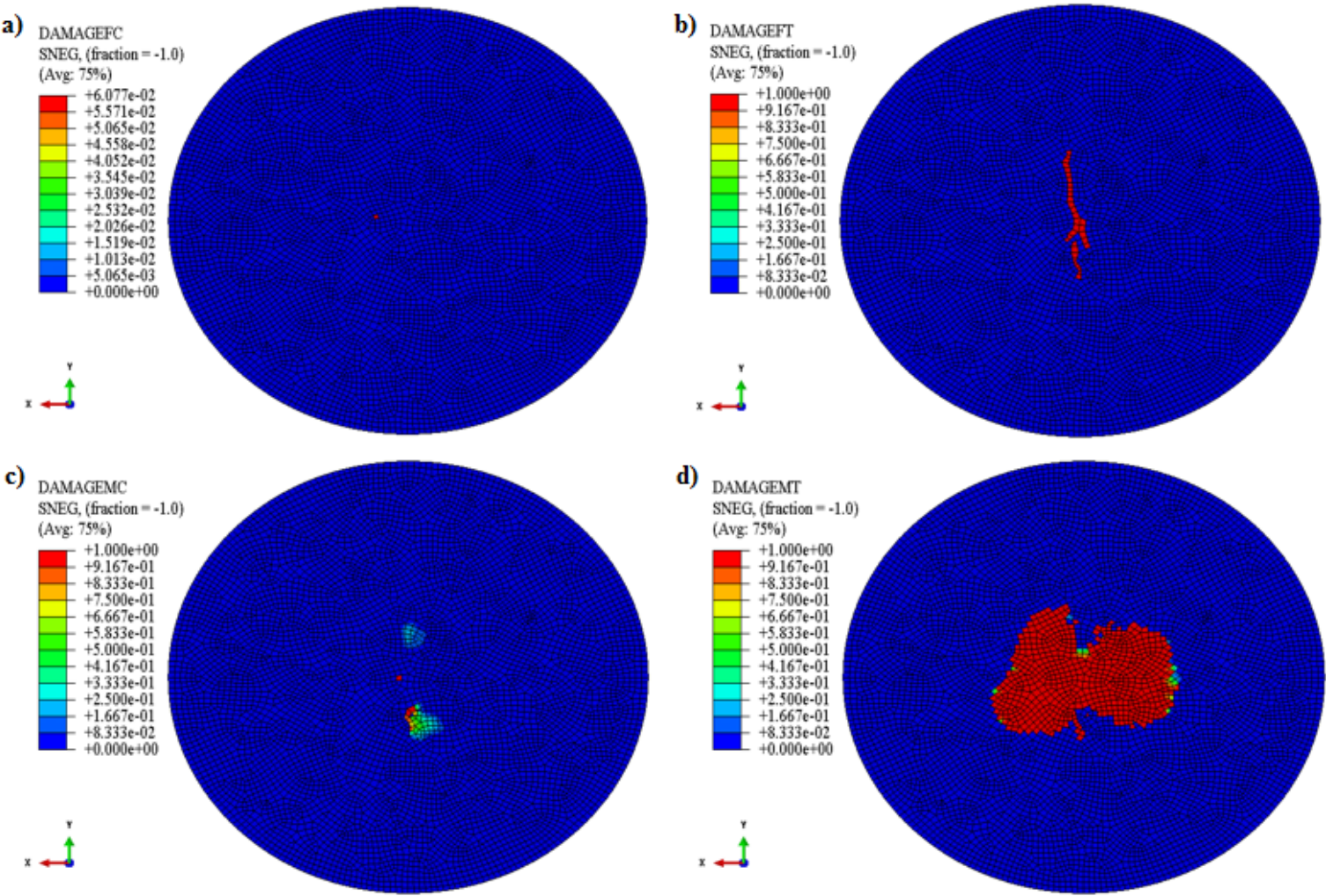


Figura 52. Modelo 6-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

ANEXO 7: MODELO 7-EXPLÍCITO

Modelo 7	
Secuencia de apilamiento	[+45/-45/+45/0/90]s
Masa [kg]	2.205
Velocidad [m/s]	3.130
Energía de impacto [J]	10.801

Tabla 20. Tabla resumen Modelo 7-Explícito

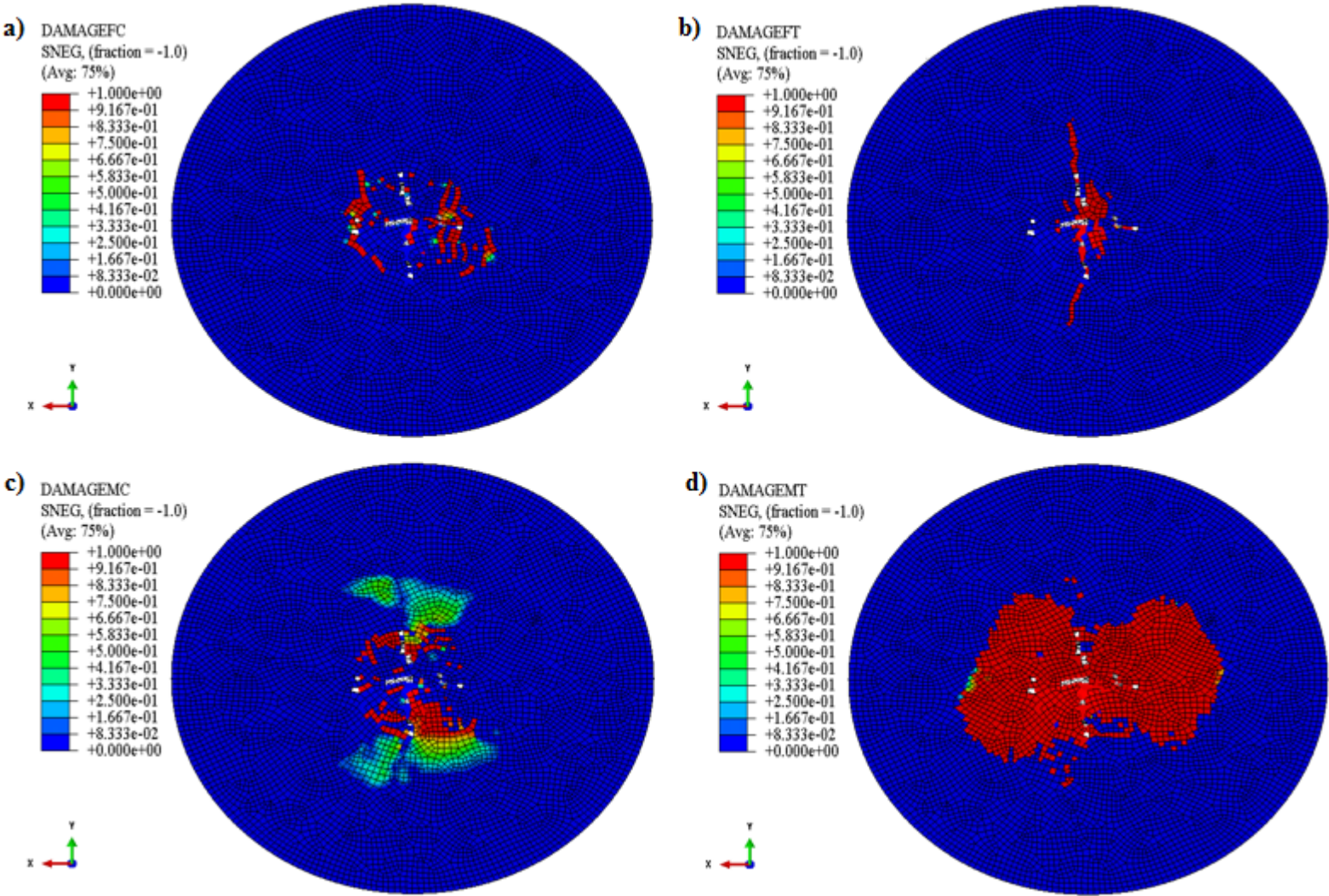


Figura 53. Modelo 7-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

ANEXO 8: MODELO 8-EXPLÍCITO

Modelo 8	
Secuencia de apilamiento	[+45/-45/+45/0/90]s
Masa [kg]	2.205
Velocidad [m/s]	1.980
Energía de impacto [J]	4.322

Tabla 21. Tabla resumen
Modelo 8-Explícito

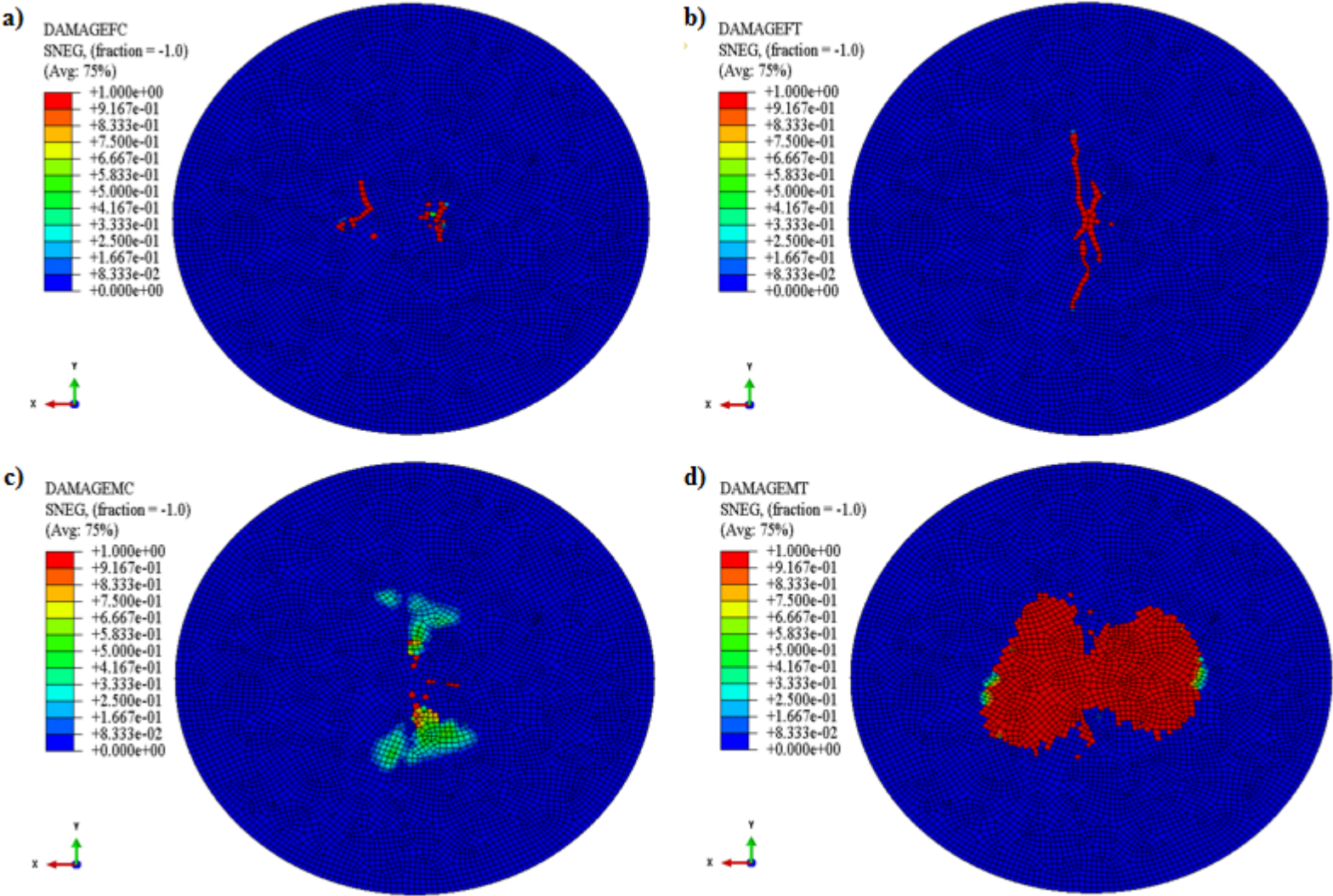


Figura 54 Modelo 8-Explícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

ANEXO 9: MODELO 1-IMPLÍCITO

Modelo 1	
Secuencia de apilamiento	[0/90/0/90/0]s
Masa [kg]	1.205
Velocidad [m/s]	3.130
Energía de impacto [J]	5.902

Tabla 22. Tabla resumen
Modelo 1-Implícito

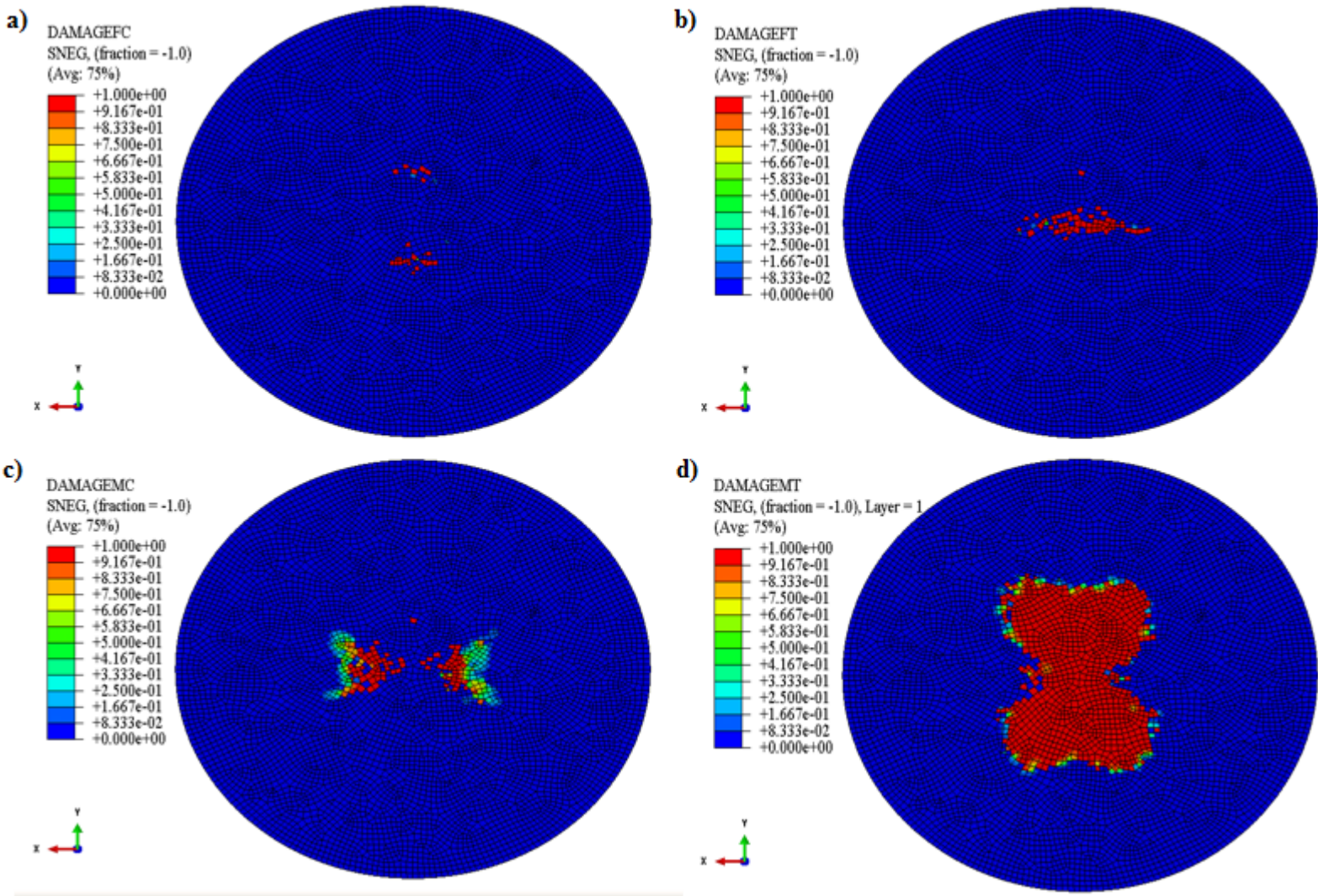


Figura 55. Modelo 1-Implícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

ANEXO 10: MODELO 2-IMPLÍCITO

Modelo 2	
Secuencia de apilamiento	[0/90/0/90/0]s
Masa [kg]	1.205
Velocidad [m/s]	1.980
Energía de impacto [J]	2.362

Tabla 23. Tabla resumen
Modelo 2-Implícito

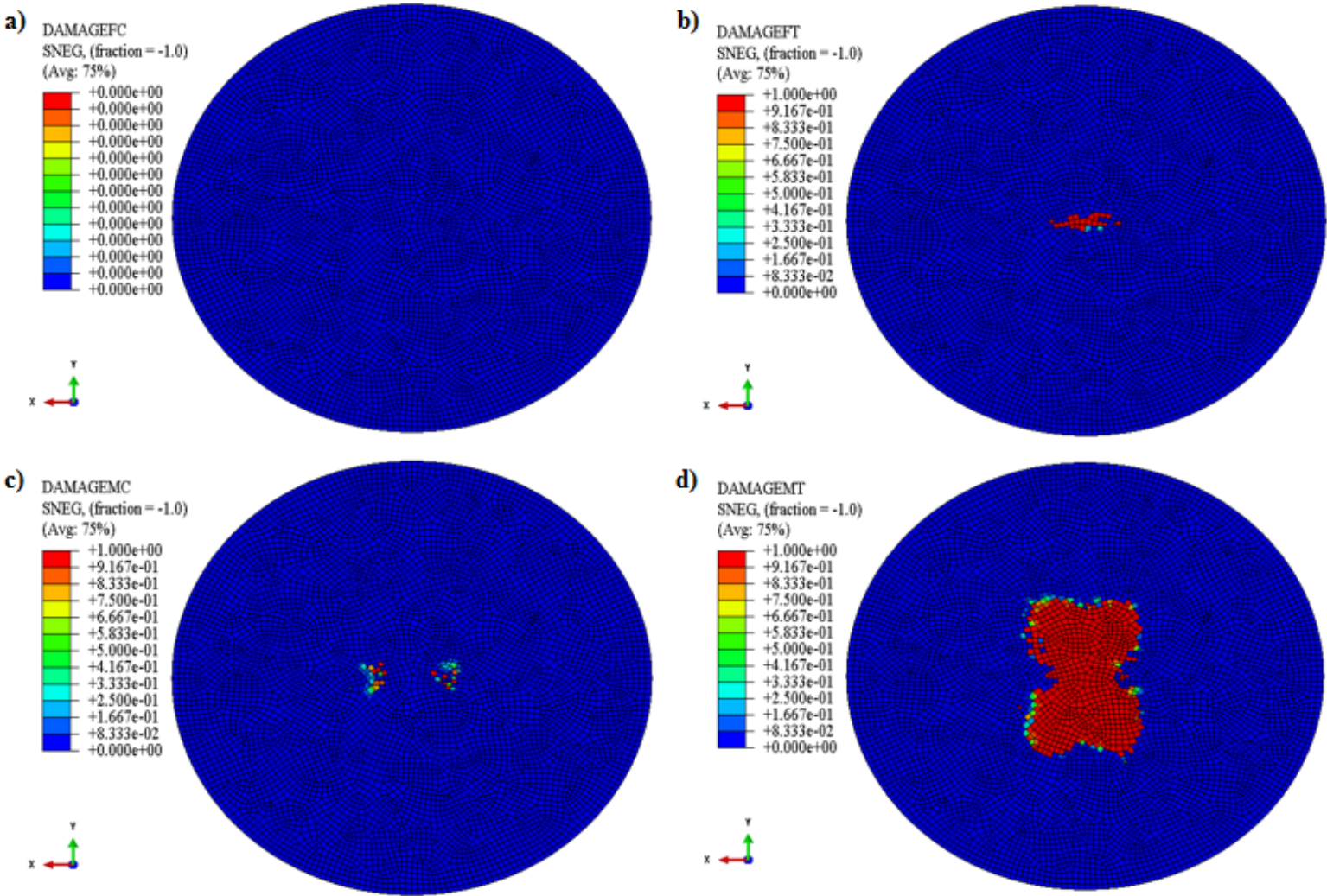


Figura 56. Modelo 2-Implícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

ANEXO 11: MODELO 4-IMPLÍCITO

Modelo 4	
Secuencia de apilamiento	[0/90/0/90/0]s
Masa [kg]	2.205
Velocidad [m/s]	1.980
Energía de impacto [J]	4.322

Tabla 24. Tabla resumen Modelo 4-Implícito

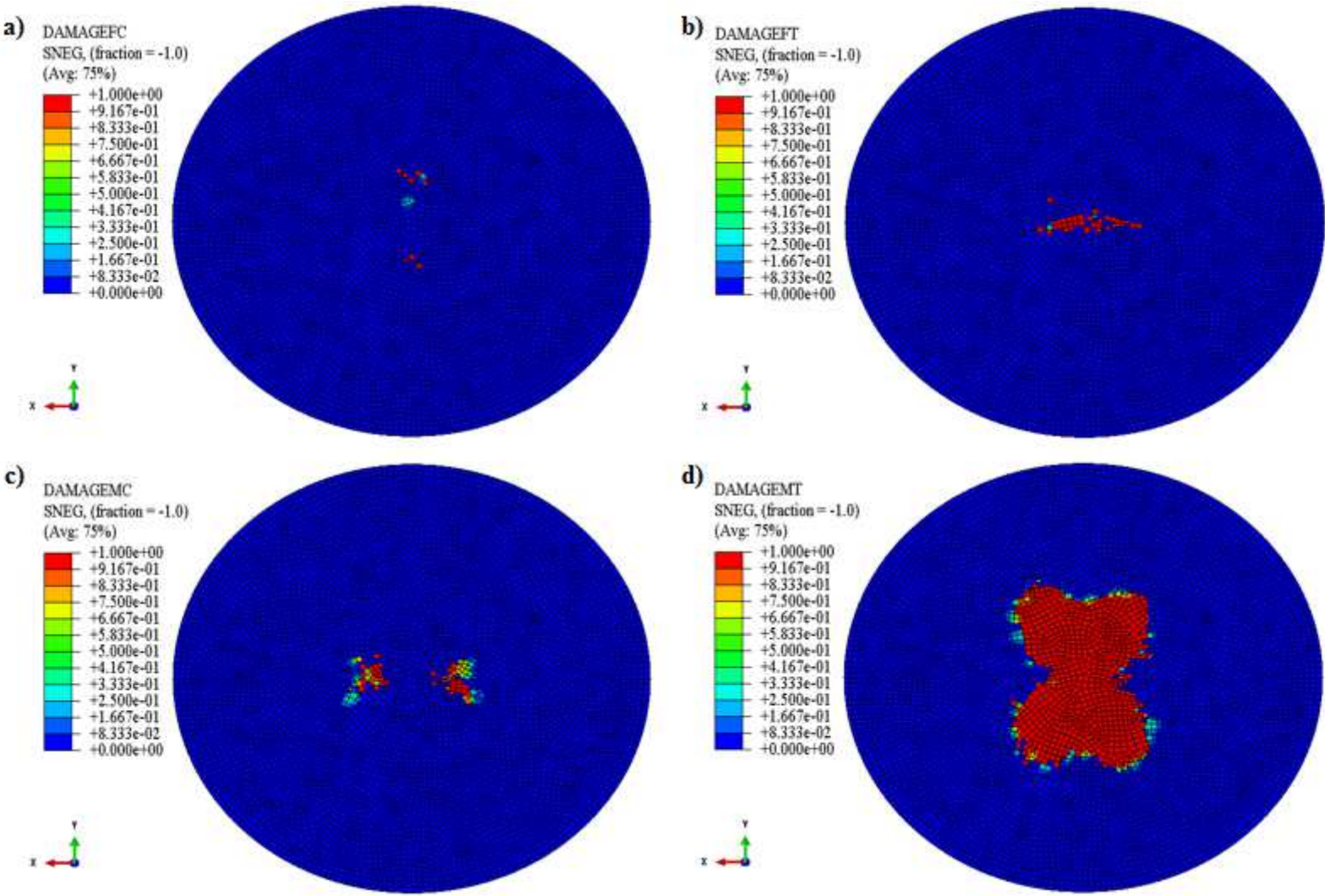


Figura 57. Modelo 4-Implícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

ANEXO 12: MODELO 5-IMPLICITO

Modelo 5	
Secuencia de apilamiento	[+45/-45/+45/0/90]s
Masa [kg]	1.205
Velocidad [m/s]	3.130
Energía de impacto [J]	5.902

Tabla 25. Tabla resumen
Modelo 5-Implícito

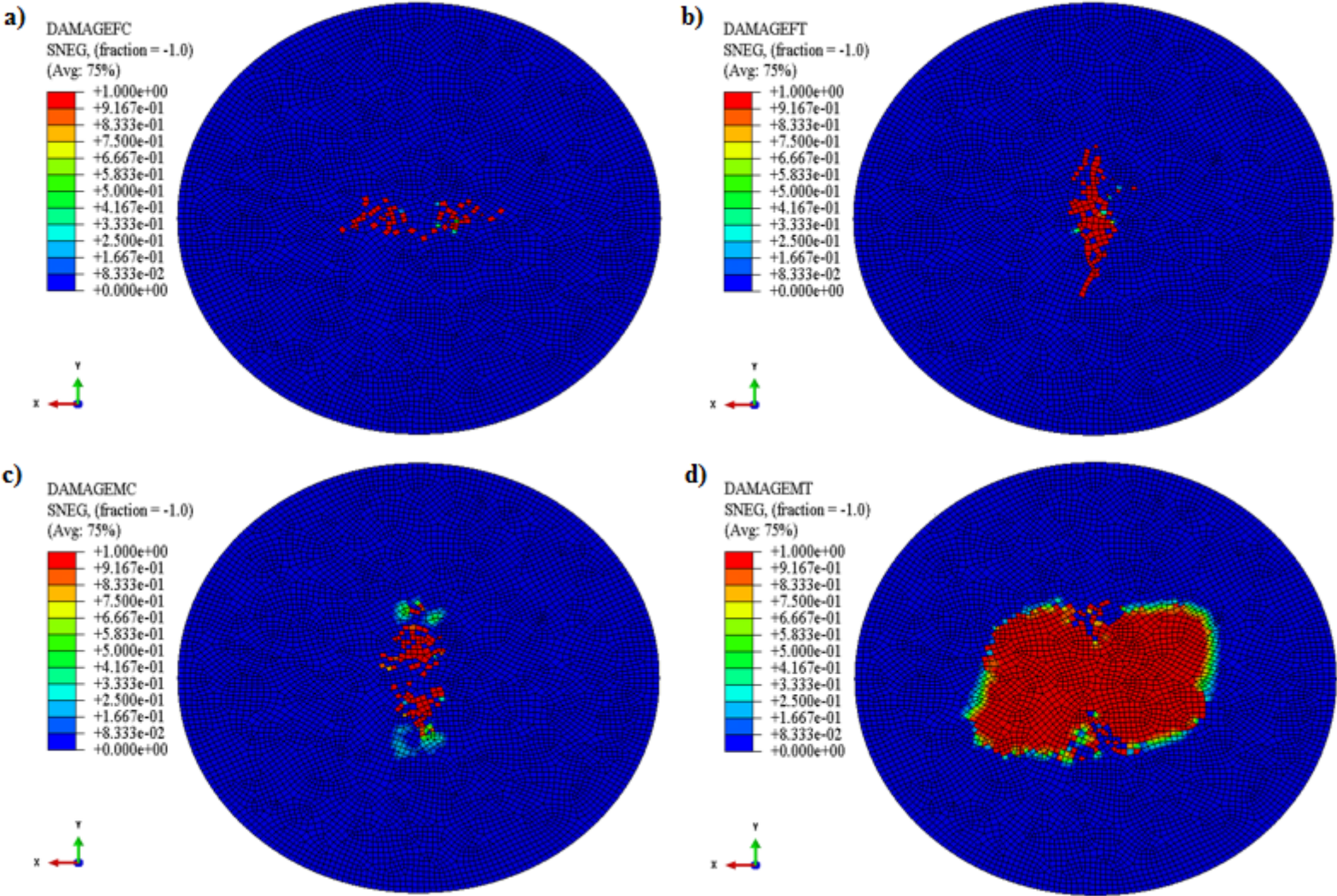


Figura 58. Modelo 5-Implícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

ANEXO 12: MODELO 6-IMPLÍCITO

Modelo 6	
Secuencia de apilamiento	[+45/-45/+45/0/90]s
Masa [kg]	1.205
Velocidad [m/s]	1.980
Energía de impacto [J]	2.362

Tabla 26. Tabla resumen
Modelo 6-Implícito

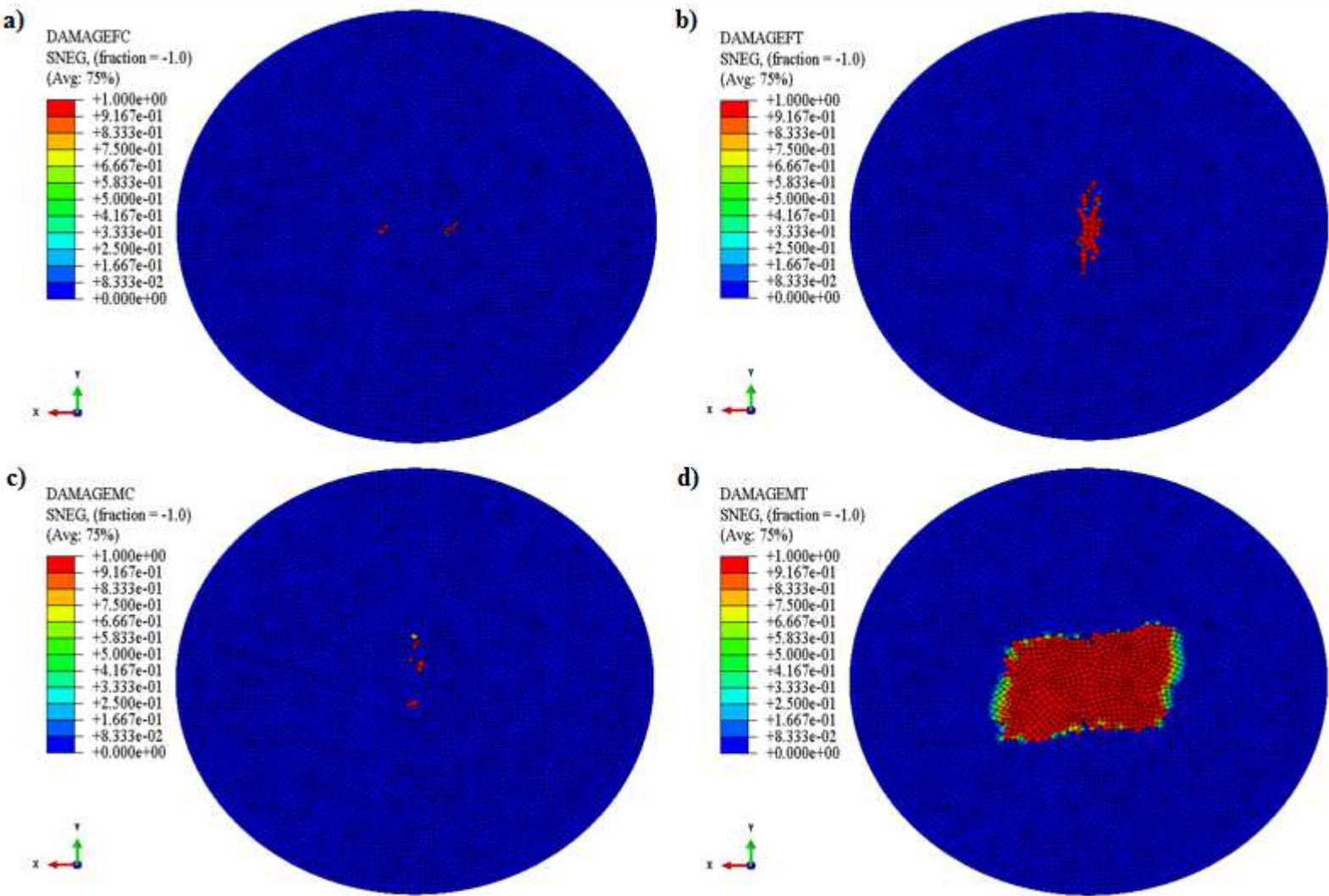


Figura 59. Modelo 6-Implícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

ANEXO 13: MODELO 8-IMPLÍCITO

Modelo 8	
Secuencia de apilamiento	[+45/-45/+45/0/90]s
Masa [kg]	2.205
Velocidad [m/s]	1.980
Energía de impacto [J]	4.322

Tabla 27. Tabla resumen Modelo 8-Implícito

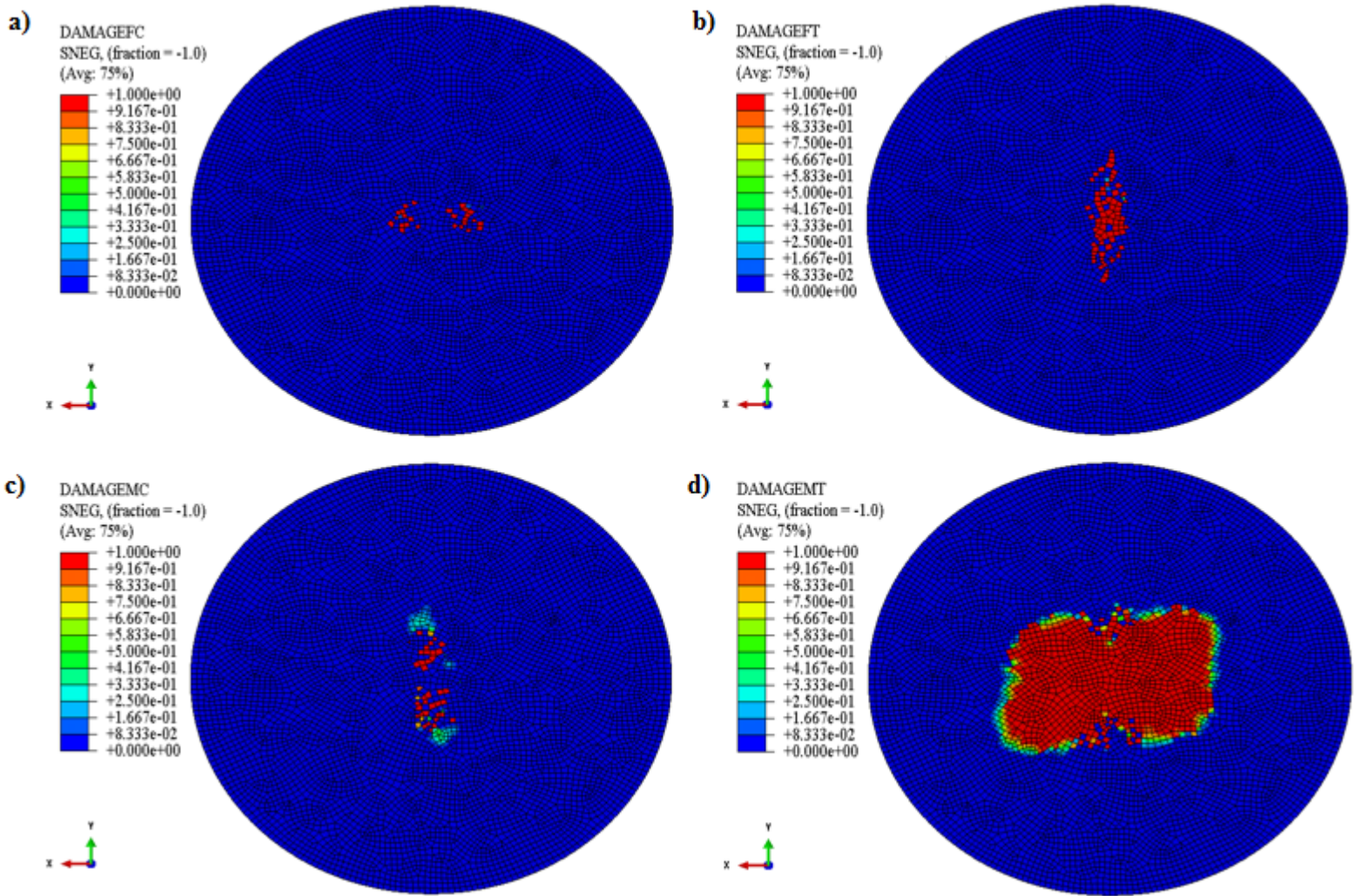


Figura 60. Modelo 8-Implícito. a) daño de la fibra a compresión b) daño de la fibra a tracción c) daño de la matriz a compresión d) daño de la matriz a tracción

Bibliografía

-
- [1] A. BRENT STRONG. “*Fundamentals of Composites Manufacturing*”, Second Edition. Michigan: Society of Manufacturing Engineers. 2008
- [2] A. MIRAVETE, *Los nuevos materiales en la construcción*. Editorial Antonio Miravete. 2ª Edición. Universidad de Zaragoza, 1995
- [3] W. ROESELER, B. SARH, M. KISMARTON “*Composite structures: The first 100 years*”. **Presentado a:** 6TH international conference on composite materials, Kyoto, 2007 [en línea]. **Disponible en:**
http://www.iccmcentral.org/Proceedings/ICCM16proceedings/contents/pdf/MonA/MoA-M1-01sp_roeselerw228184p.pdf **Consulta:** 21 de febrero de 2016
- [4] D. HULL & T. W. CLYNE, “*An Introduction to Composite Materials*”, Cambridge University Press, 2nd Edition, 1996.
- [5] F. MATA CABRERA. “*Utilización de los composites de matriz polimérica en la fabricación de automóviles*”, Octubre de 2014. [en línea]. **Disponible en:**
<http://www.tecnicaindustrial.es/tifrontal/a-1550-Utilizacion-composites-matriz-polimerica-fabricacion-automoviles.aspx> **Consulta:** 4 de Marzo de 2016
- [6] J C. GERDEEN, R. RORRER. “*Engineering Design with Polymers and Composites*”, Second Edition. CRC Press. 2011
- [7] PETERS, S. T. “*Handbook of Composites*”. Second Edition. Springer, 1997.
- [8] A. MORAL BORQUE, M. NOGUEIRA LÓPEZ. “*Materiales de última generación y materiales eficientes: Materiales compuestos-Composites*”. Universidad de Alcalá. Junio 2007
- [9] D.HULL, *Materiales compuestos*. Reverté, Barcelona, 1987
- [10] A. MIRAVETE. “*Hacia la fibra de carbono en la construcción*” Universidad de Zaragoza MATERIALES DE CONSTRUCCIÓN, Vol. 51, n.º 263-264, julio-septiembre/octubre-diciembre 2001. [en línea]. **Disponible en:**
<http://materconstrucc.revistas.csic.es/index.php/materconstrucc/article/viewFile/352/400> **Consulta:** 6 de Marzo de 2016
-

-
- [11] T. VOLNEI, J. DE CARVALHO, D. VANDEPITTE. "*Failure analysis of low velocity impact on thin composite laminates: Experimental and numerical approaches*". Composite Structures, 2008 .Elsevier
- [12] ABARATE S. "*Impact on composite structures*". London: Cambridge University Press; 1998
- [13] RICHARDSON, M.O.W., WISHEART, M.J., "*Review of low-velocity impact properties of composite materials*". Composite Part A, Vol. 27, pp. 1123-1131, 1996.
- [14] World Wide Failure Exercise, *Composite Science and Technology*, Vol. 58, 1998, Vol. 62, 2002, Vol. 64, 2004
- [15] CHANG, F.K., CHANG, K.Y., "*A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations*", Journal of Composite Materials, Vol. 21, pp. 834-855, 1987.
- [16] HASHIN, Z., "*Failure criteria for unidirectional fiber composites*", Journal Applied Mechanics, Vol. 47, pp. 329-334, 1980.
- [17] TSAI, S.W., "*Strength characteristics of composite materials*", NASA CR-224, Nat. Aeronautics and Space Administration Contractor Report, 1965.
- [18] TSAI, S.W., WU, E.M., "*A general theory of Strength for anisotropic materials*", Journal of Composite Materials, Vol. 5, pp. 58-80, 1971.
- [19]. V.D. AZZI AND S.W. TSAI, "*Anisotropic strength of composites*" , Exp. Mech., no. 5(9), pp. 283-288
- [20] ABRATE, S., "*Impact on laminated composites: recent advances*", Applied Mechanics Reviews, Vol. 47, pp. 517-545, 1994.
- [21] J. M. GOICOLEA. "*Estructuras sometidas a impacto.*" E.T.S. Ingenieros de Caminos, Universidad Politécnica Madrid, 2000
- [22] Dassault Simulia, "*Abaqus Documentation 6.14*".
- [23] P.A. LLOYD, "*Ultrasonic System for Imaging Delaminations in Composite Materials*", Ultrasonics, 27: 8-18, Jan 1989.
-

[24] K. IMIELINSKA, M. CASTAINGS, R. WOJTYRA, J. HARAS, LE CLEZIO AND B. HOSTEN, “*Air-coupled Ultrasonic Cscan Technique in Impact Response Testing of Carbon Fibre and Hybrid: Glass, Carbon and Kevlar/Epoxy Composites*”, *Journal of Materials Processing Technology*, 157-158: 513-522, 2004.

[25] L. LIU, B.M. ZHANG, D.F. WANG AND Z.J. WU, “*Effects of Cure Cycles on Void Content and Mechanical Properties of Composite Laminates*”, *Composite Structures*, 73: 303-309, 2006

[26] J. CHANG, C. ZHENG AND Q.-Q. NI, “*The Ultrasonic Wave Propagation in Composite Material and its Characteristic Evaluation, Composite Structures*”, 75: 451-456, 2006